

# ARLISS 大会報告・技術詳細報告書

提出日：2019年 10月 15日

文責：宮下竜太

## ● チーム情報

|                   |                       |
|-------------------|-----------------------|
| CanSat チーム名       | 東京工業大学 Ophiuchus      |
| CanSat チーム<br>代表者 | 宮下竜太                  |
| UNISEC 団体名        | 東京工業大学 CanSat Project |
| UNISEC 団体<br>学生代表 | 天木祐希                  |
| 責任教員              | 中条俊大                  |
| CanSat クラス        | Open Class            |

## ● メンバー

| 役割            | 名前 (学年)    |
|---------------|------------|
| PM, A 班       | 宮下竜太 (B3)  |
| 会計, C 班       | 渡邊和喜 (B3)  |
| 渡航担当, D 班リーダー | 小磯拓哉 (B3)  |
| A 班リーダー       | 小野颯斗 (B3)  |
| A 班           | 久保田裕大 (B3) |
| A 班           | 平井丈 (B3)   |
| B 班リーダー       | 天木祐希 (B3)  |
| B 班           | 斎藤天丸 (B3)  |
| B 班           | 萩原春妃 (B3)  |
| C 班リーダー       | 根路銘省伍 (B3) |
| C 班           | 小林武史 (B3)  |
| D 班           | 岡本鷹一 (B4)  |
| D 班           | 佐藤宗一 (B4)  |

- ・A 班：構体，シェンロン，パラシュート担当   ・B 班：インレット閉鎖機構，固定機構担当  
・C 班：通信，プログラミング担当   ・D 班：電気回路，制御担当

## ● CanSat の製作目的・大会参加理由

チームでの課題解決能力および総合的なプロジェクト遂行能力を養うことを本 CanSat 製作の目的とする。また，製作に伴って必要となる技術の向上・知識の体得を通して，宇宙工学分野への更なる興味・各個人の課題を見つける。我々の提唱する技術は将来の惑星探査

への応用が期待でき、そのうちの根幹となる技術を実証するために本大会へ参加することを決定した。

## 目次

|                            |      |
|----------------------------|------|
| 第1章                        | 43   |
| 1. 43                      |      |
| 2. 5                       |      |
| 第2章                        | 65   |
| 第3章                        | 76   |
| 1. 76                      |      |
| 2. 46                      |      |
| 第4章                        | 98   |
| 1. 98                      |      |
| 2. 1716                    |      |
| 3. 2019                    |      |
| 4. 2524                    |      |
| □ 2524                     |      |
| □ 2524                     |      |
| □ 2524                     |      |
| 5. 2725                    |      |
| 6. 2725                    |      |
| 7. 2725                    |      |
| 第5章                        | 2826 |
| 第6章                        | 2927 |
| 第7章                        | 4642 |
| 1. 4642                    |      |
| 2. 4642                    |      |
| 第8章                        | 4743 |
| 1. 4743                    |      |
| □ 4743                     |      |
| □ 4743                     |      |
| □ エラー! ブックマークが定義されていません。47 |      |
| □ 5449                     |      |
| 第9章                        | 5550 |
| 1. 5550                    |      |
| 2. 5550                    |      |
| 3. 5851                    |      |

# 第1章 ミッションについて

## 1. ミッションの意義と目的

### ミッションステートメント

大気環境下での落下による空気の取り入れを利用した縦長構造物の展開技術実証

他の惑星において、落下による空気の取り入れを利用した縦長構造物の展開は非常に価値のある技術である。機体に搭載したガスではなく大気中の空気を取りこむことで、機体と比較して長い構造物を展開することが可能であるからだ。具体的な用途としては、目立ちやすい縦長の形状を生かし、他の衛星や探査機のマーカーとして利用することが考えられる。また、展開後の大型構造物を、探査機の電力供給基地に利用することも可能である。さらに、空気を取り入れながら構造物を展開することで、空気中の粒子を構造物内に採取できるかもしれない。

今回我々は設定したミッションの背景として基地局とローバを用いた惑星探査を想定した。このような惑星探査においてどれだけ広い範囲を探査することができるのかということが課題になるが、その範囲を決める一つの要素として、ローバと基地局の間の通信距離の長さが挙げられる。惑星の広い範囲を探査するには長い通信距離が必要となる。長い通信距離を確保するために広く用いられている手法は、アンテナの位置を高くとることである。これはアンテナの位置は高ければ高いほど通信距離が長くなり(アンテナの高さを $h$ 、惑星の半径を $R$ としたとき、電波の届く距離は $\sqrt{2Rh}$ となる)。また、障害物に妨げられることが少なくなることによる。

アンテナの位置を高くするにはマストと呼ばれる支柱が必要となる。しかし、マスト建設には、大きい材料を探査惑星でどう扱うか、どのように組み立てるかといった問題が考えられる。これらの問題を解決するために、我々は落下中の空気を利用して展開構造物を膨らませ、マストを作り上げるという方法を提案する。

我々は Cansat の打ち上げを通して、落下中に Cansat の下方から空気を取り込むことで、剛性を持った縦長の構造物(シェンロン)を展開することを目指す。将来的には構造物を自立させ、アンテナのマストとして使用することを見据えている。今回は、構造物の空気の取り込みと剛性の確保を検証する。

## 2. ミッションシーケンス

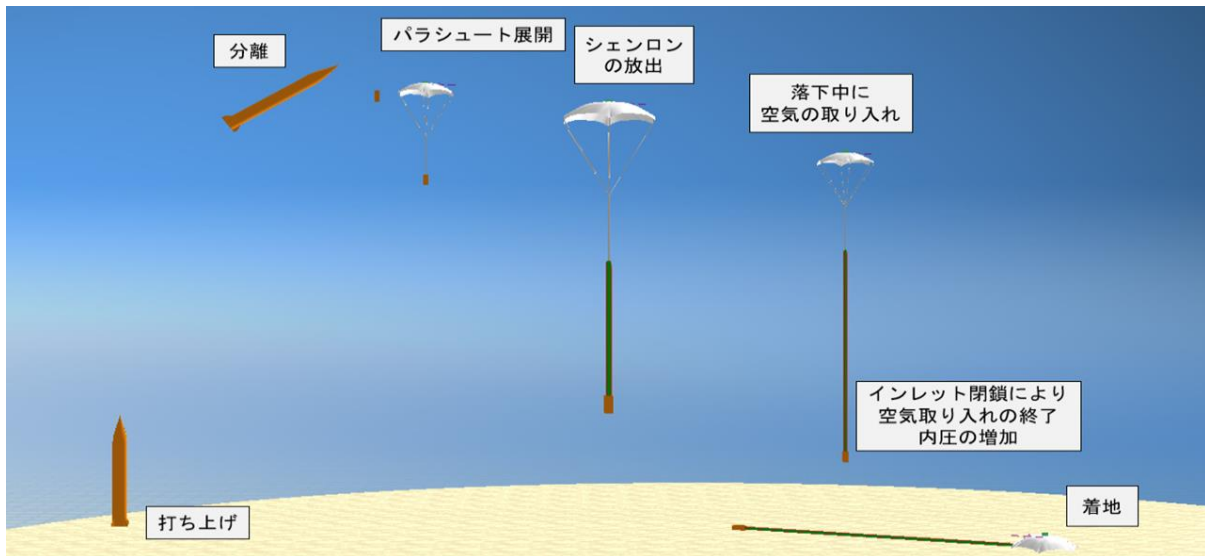


図 1.1 ミッションイメージ

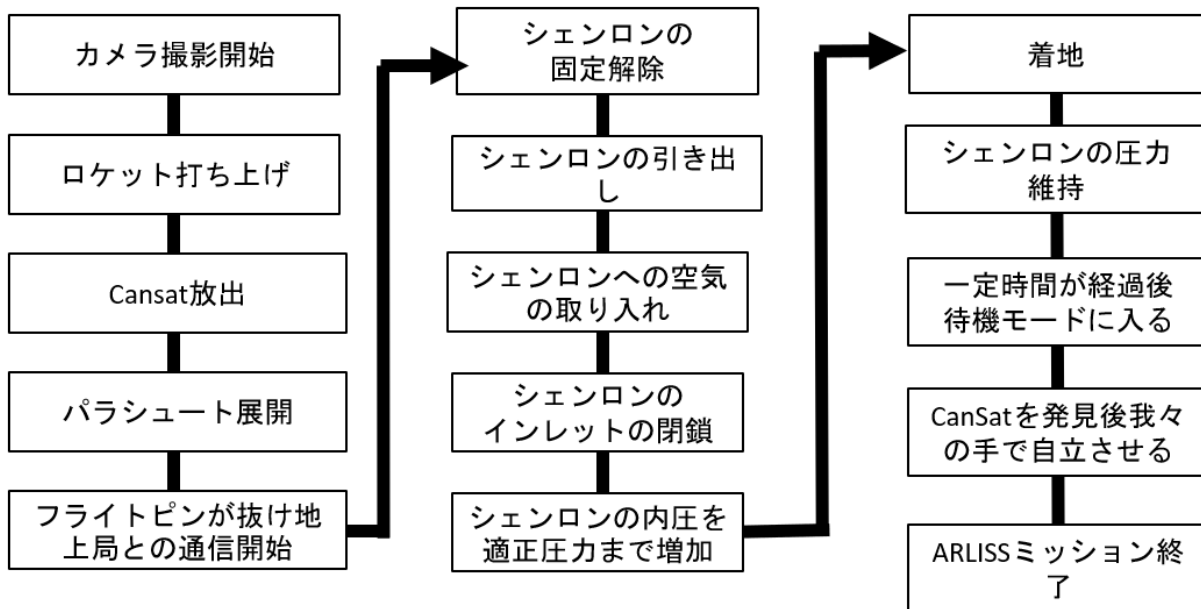


図 1.2 ミッションフロー

ミッションイメージ及びミッションフローは図 1.1, 1.2 に示す通りである。我々のチームのミッションは、ロケットから放出されてから地上に着地するまでの間に、構造物（シェンロン）を Cansat から放出、シェンロンへの空気の取り入れ、シェンロンの空気取り入れ口の閉鎖、内圧の上昇の 4 行程を行い、地上への着地後も構造物の形状と剛性を保つことである。

## 第2章 サクセスクライテリア

|            |   |
|------------|---|
| ミニマムサクセス   | <ul style="list-style-type: none"><li>・シェンロンを Cansat 内部から展開する</li><li>→カメラ映像により確認</li><li>・シェンロン内部に空気を取り入れる</li><li>→カメラ映像により確認</li></ul>         |
| フルサクセス     | <ul style="list-style-type: none"><li>・シェンロンの空気取り入れ後，インレットを閉じ内圧を増加させる</li><li>→感圧センサ，カメラ映像により確認</li><li>・着陸後にシェンロンの形状を保つ</li><li>→目視で確認</li></ul> |
| アドバンスドサクセス | <ul style="list-style-type: none"><li>・着地後の CanSat を人の手で直立させ，シェンロンが実際に自立できる形状を保つことを確認する</li><li>→目視で確認</li></ul>                                  |

## 第3章 要求項目の設定

### 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（ <a href="#">ARLISS 打ち上げ安全基準</a> ）  |
|------|--|
| 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ている   |
| R2   | ロスト対策を実施しており，有効性が試験で確認できている  |
| R3   | 地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有し，その性能が試験で確認できている。   |
| R4   | 打ち上げ時の準静的荷重によって，安全基準を充足するための機能が損なわれないことが試験で確認できている   |
| R5   | 打ち上げ時の振動荷重によって，安全基準を充足するための機能が損なわれないことが試験で確認できている。   |
| R6   | 分離時の衝撃荷重によって，安全基準を充足するための機能が損なわれないことが試験で確認できている。   |
| R7   | 打ち上げ時の無線機の電源 OFF の規定を遵守できることが確認できている   |
| R8   | 無線のチャンネル調整に応じる意思があり，また実際に調整ができることを確認できている  |
| R9   | R1-R8 の充足を確認した設計の機体によって，ロケットへの争点から打ち上げ後の回収までを模擬した End-to-end 試験を実施できている，今後安全性にかかわる大幅な設計変更はない |

### 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（ <a href="#">ミッション実現要求項目</a> ）       |
|------|---|
| M1   | シェンロンを展開できることを確認できている。                      |
| M2   | シェンロンを展開する際，シェンロンが破れないことが確認できている。           |
| M3   | シェンロンが張り付くことなく空気を取り込むことができ，十分に膨らむことを確認できている |
| M4   | インレット閉鎖機構により，インレットを閉鎖し中から空気が漏れないことが確認できている。 |

|    |  |
|----|--|
| M5 | インレット閉鎖機構により、シェンロン内部の圧力を上昇させ、自立できる剛性を持つことが確認できている。 |
| M6 | 感圧センサーによって圧力の上昇を確認できている。                           |
| M7 | ログの記録が正常に行われることを確認できている。                           |
| M8 | ログの記憶装置が正常に取り出すことが確認できている。                         |

## 第4章 システム仕様

### 1. CanSat 設計図

CanSat の構造設計図を図 4.1~4.5 に示す。図中の寸法の単位は全て mm である。

#### 筐体

図 4.1 は筐体側面の板の図面である。各板にはバッテリーやカメラ、基盤の固定のための穴があけてある。また、肉抜きのためにあけた穴が複数ありこれらの寸法は図 4.1 に示していない。これらは厚さ 1.5mm のアルミ板から作っている。

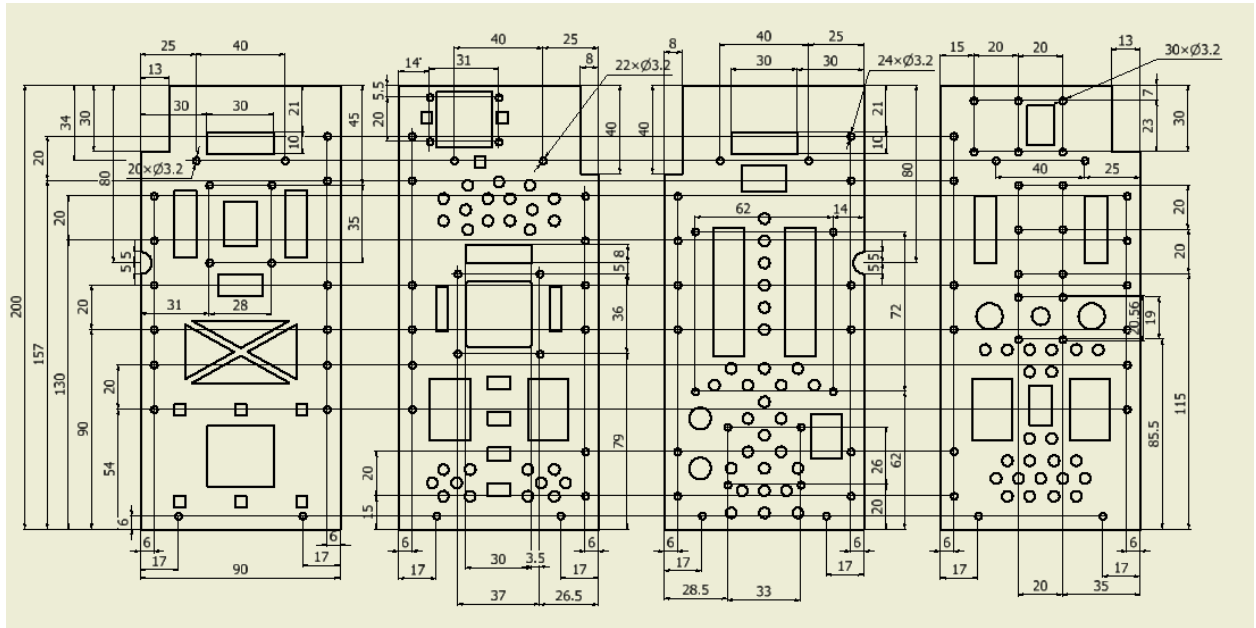


図 4.1 筐体側面板 図面

図 4.2 にインレット、図 4.3 にガイド及びガイドと筐体側面の結合部品の図面を示す。インレットは空気を取り込み口、ガイドは機体内部の空気の通り道である。インレット、ガイドは 3D プリンタで製作した。

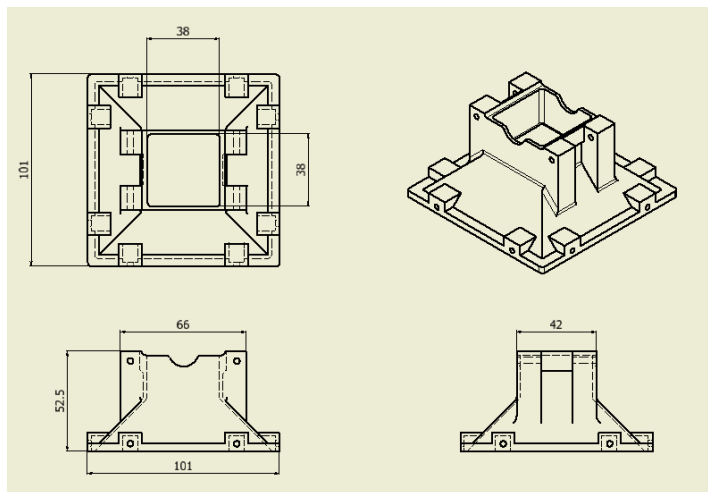




図 4.2 インレット 図面

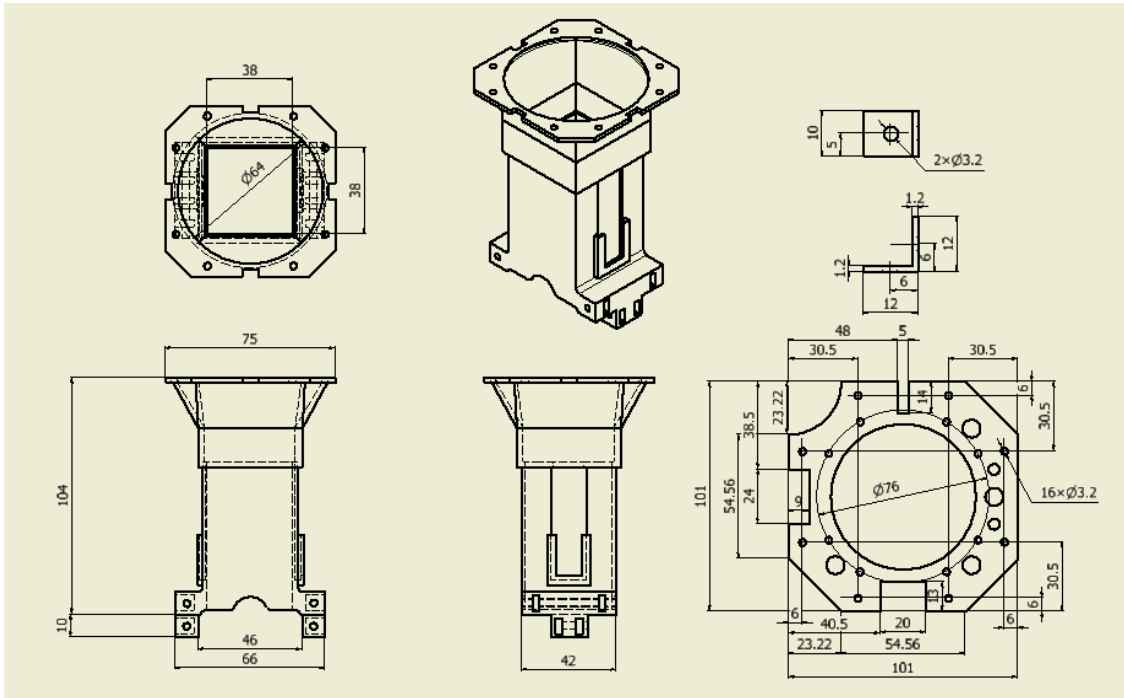


図 4.3 ガイド 図面

・インレット閉鎖機構

図 4.4 にインレット閉鎖機構の構成部品図面を示す。図 4.4 右の部品は厚さ 1.5mm のアルミ板から作っている。これら 2 つの部品とギヤ，ウォームギヤ，モーターをインレット，ガイドに組み立てることでインレット閉鎖機構は作られる。

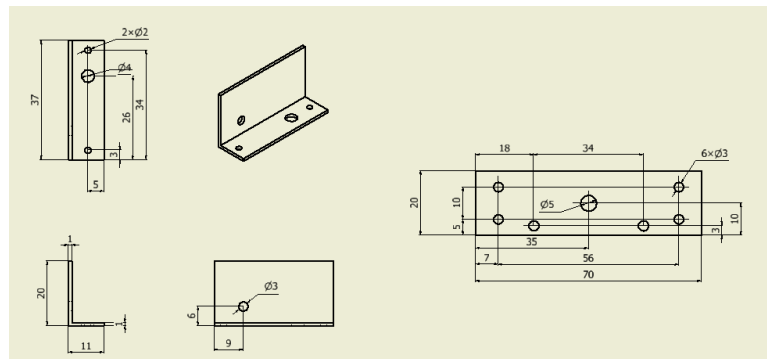


図 4.4 インレット閉鎖機構 部品図面

・固定機構

図 4.5 に固定機構の構成部品図面を示す。図 4.5 上 2 つの部品及び右下 2 つの部品は厚さ 1.5mm のアルミ板を CNC で加工後，曲げ加工を行い製作した。固定機構は図 4.5 に示す 5 つの部品とアイボルト，ロータリーダンパを組み立てることで作られる。

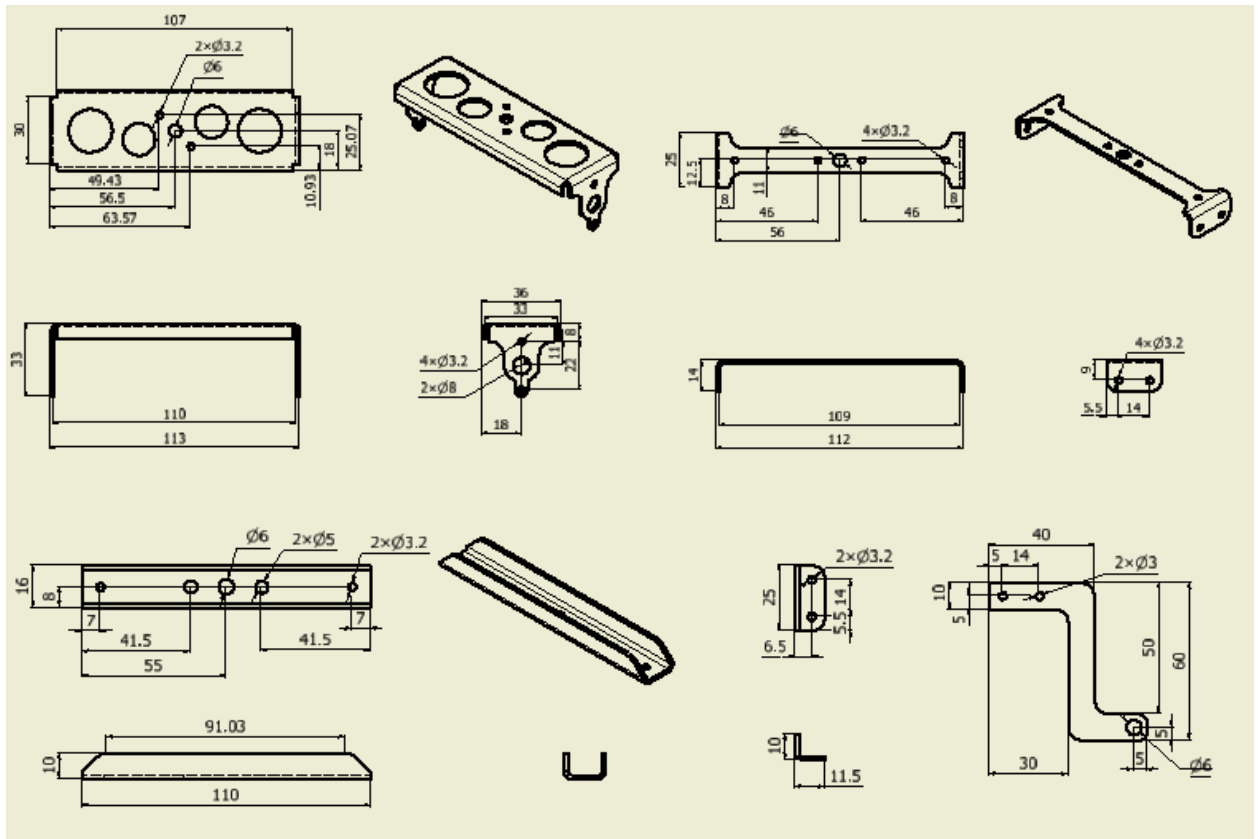


図 4.5 固定機構 部品図面

### 回路

本 CanSat では 8 種 9 枚(感圧センサ基板のみ 2 枚)の基板を使用した。それぞれの回路図および基板図を図 4.6 ~ 図 4.21 に示す。図中の寸法の単位はすべて mm である。

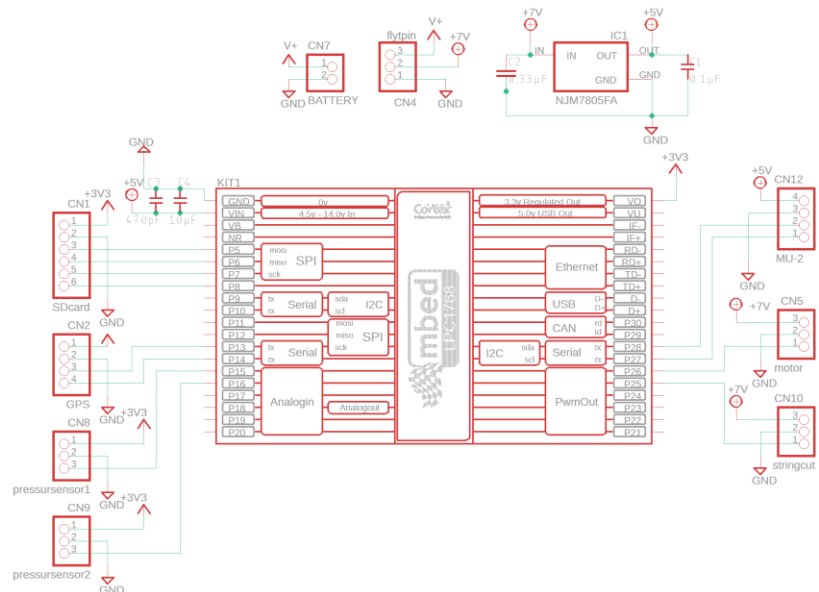


図 4.6 メイン基板 sch 図

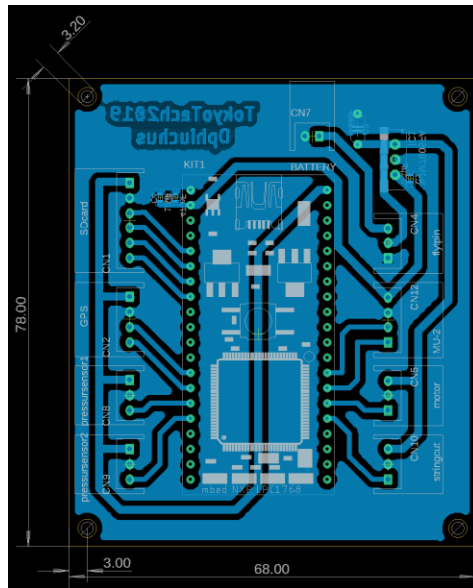


図 4.7 メイン基板 brd 図

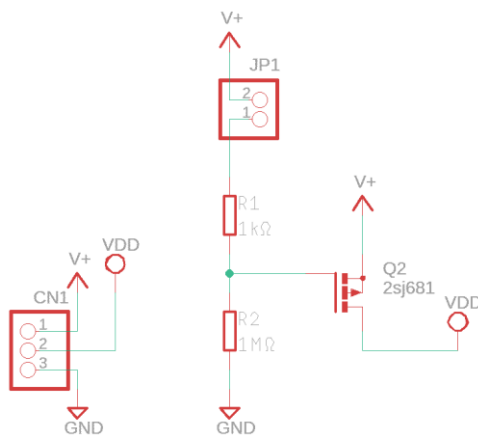


図 4.8 フライトピン基板 sch 図

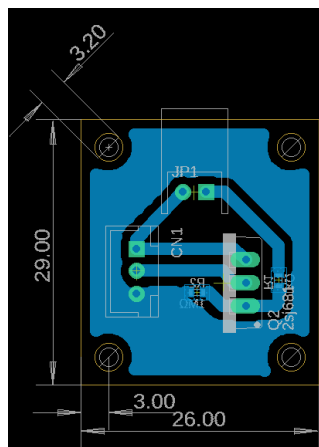


図 4.9 フライトピン基板 brd 図

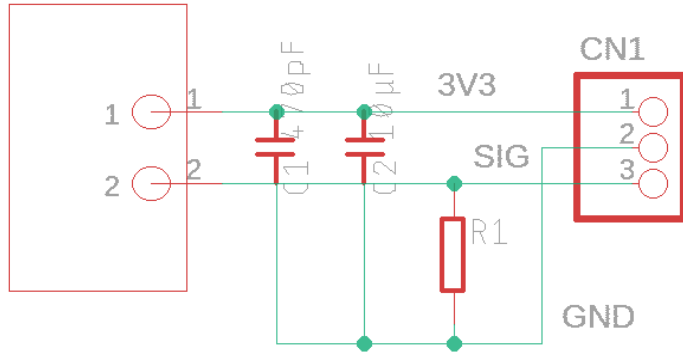


図 4.10 感圧センサ基板 sch 図

図 4.11 感圧センサ基板 brd 図

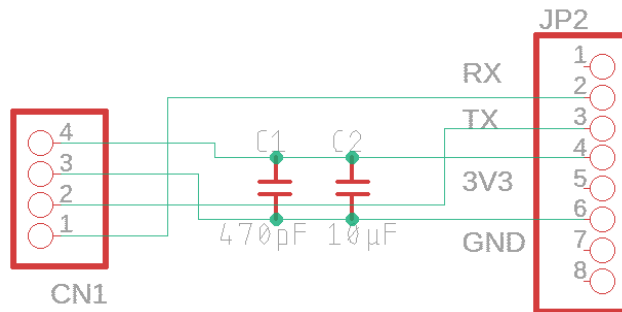


図 4.12 GPS 基板 brd 図

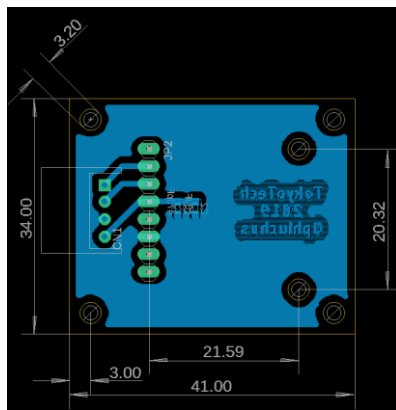


図 4.13 GPS 基板 brd 図

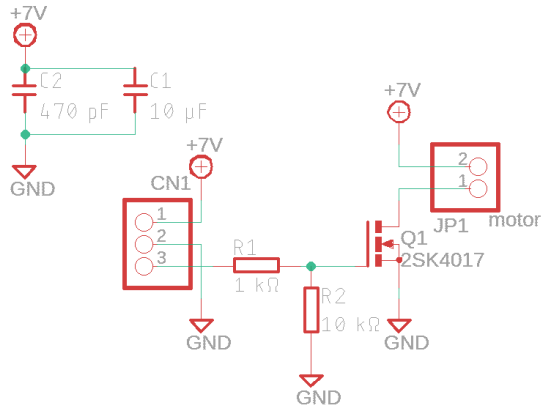


図 4.14 モータードライバ基板 sch 図

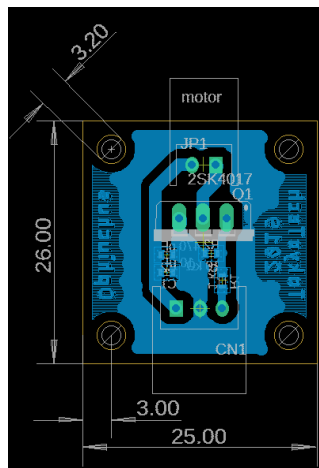


図 4.15 モータードライバ基板 brd 図

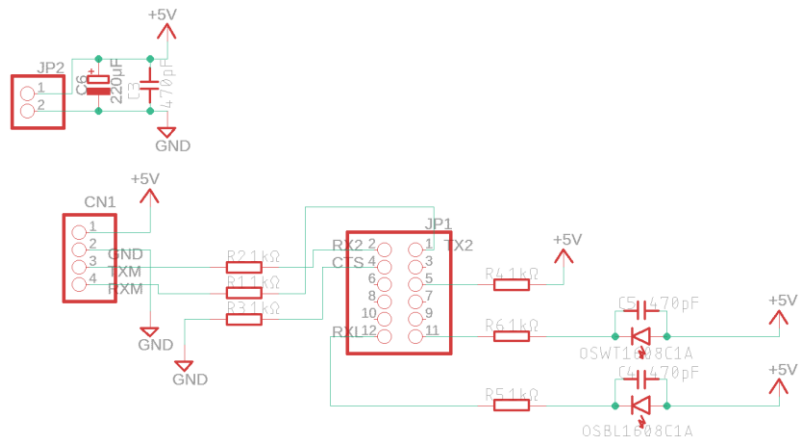


図 4.16 MU-2 基板 sch 図

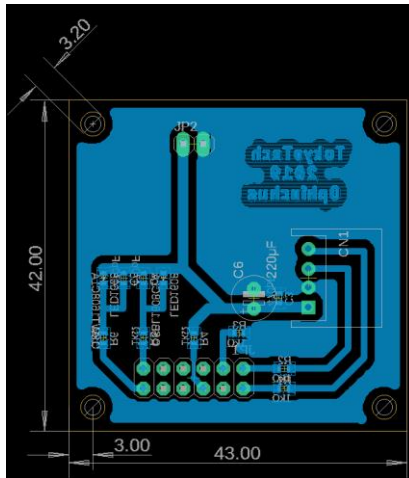


図 4.17 MU-2 基板 brd 図

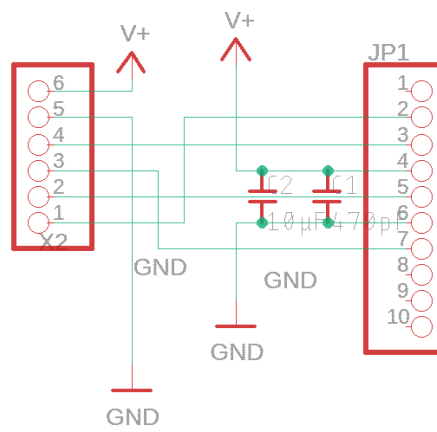


図 4.18 SD カード基板 sch 図

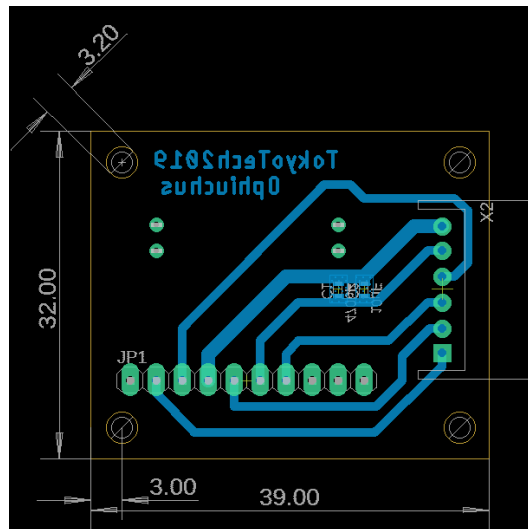


図 4.19 SD カード基板 brd 図

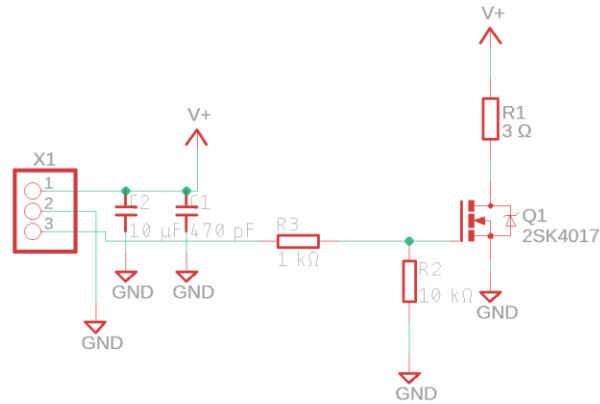


図 4.20 溶断回路基板 sch 図

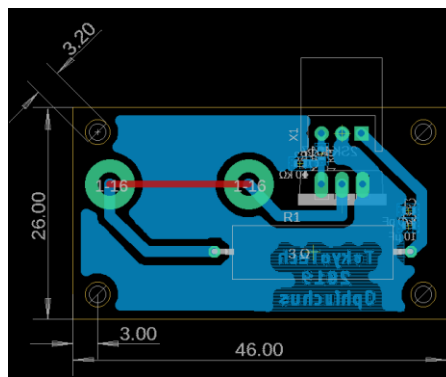


図 4.21 溶断回路基板 brd 図

・シェンロン



図 4.22 シェンロン

厚さ 0.02mm 長さ 5300mm の高密度ポリエチレンシートを熱溶着してチューブ状 (円周: 200mm) のシェンロンを製作した。またインレット閉鎖機構によってシェンロンが巻き取られた後、残った部分の長さがわかるように 100mm おきに黒線を引いた。緑と黄色の配色はシェンロン (ドラゴンボールのキャラクター) をイメージした。

## 2. CanSat 外観/質量/サイズ

・外観, 内観

CanSat の外観を図 4.23 に示す (パラシュートは含まない) .

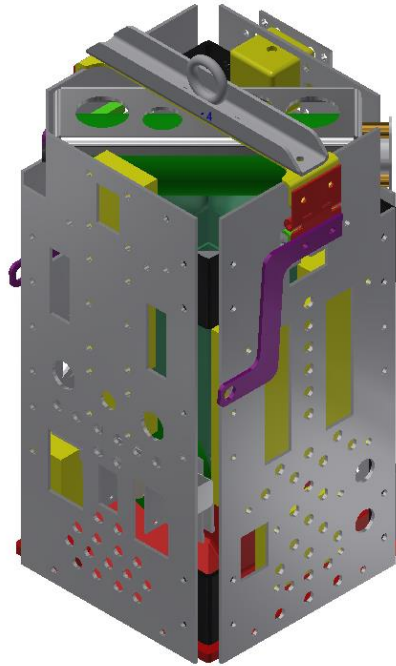


図 4.23 CanSat 外観図

インレット閉鎖機構 (インレット, ガイドを含む) , 固定機構を図 4.24 に示す.

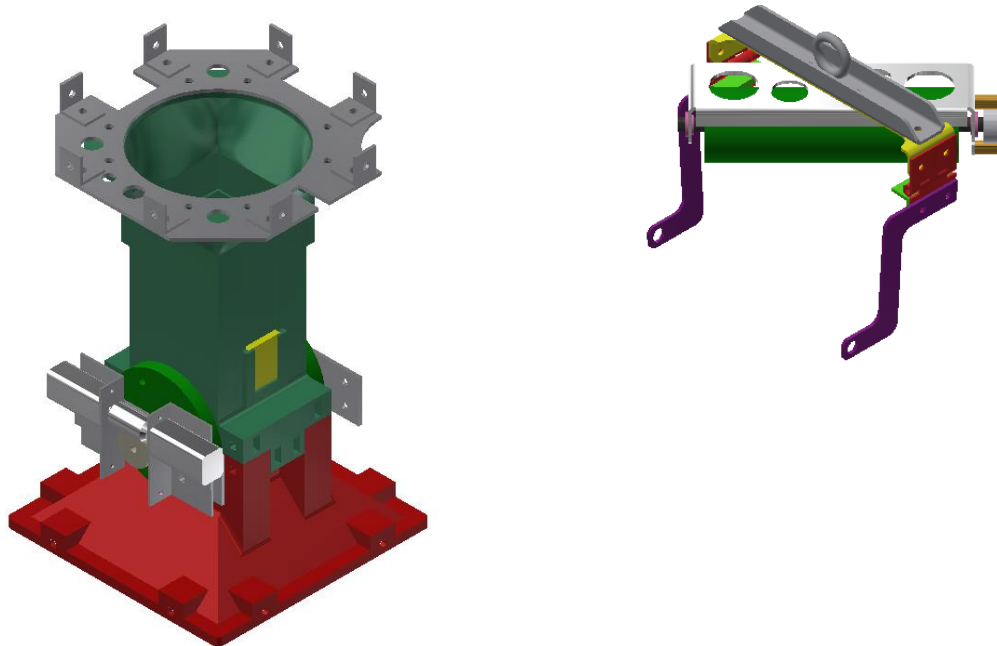


図 4.24 インレット閉鎖機構 (左) , 固定機構 (右)



CanSat の基盤配置を図 4.25 に示す。

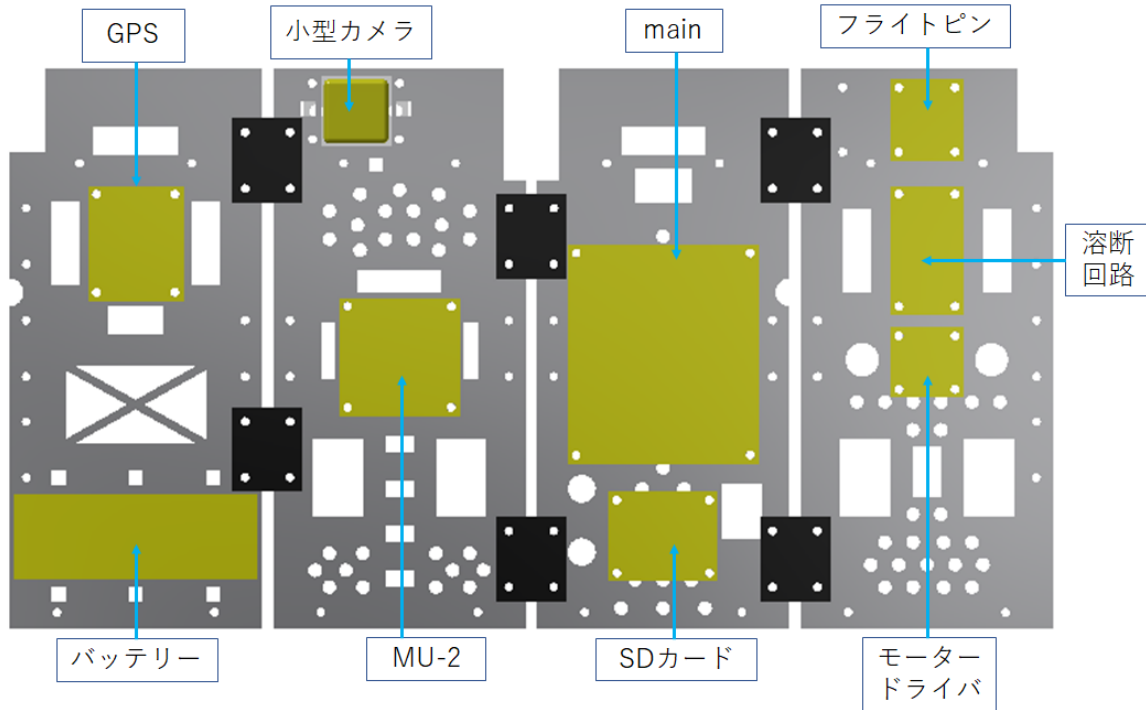


図 4.25 基盤配置図

・システム

システムダイアグラムを図 4.26 に示す。

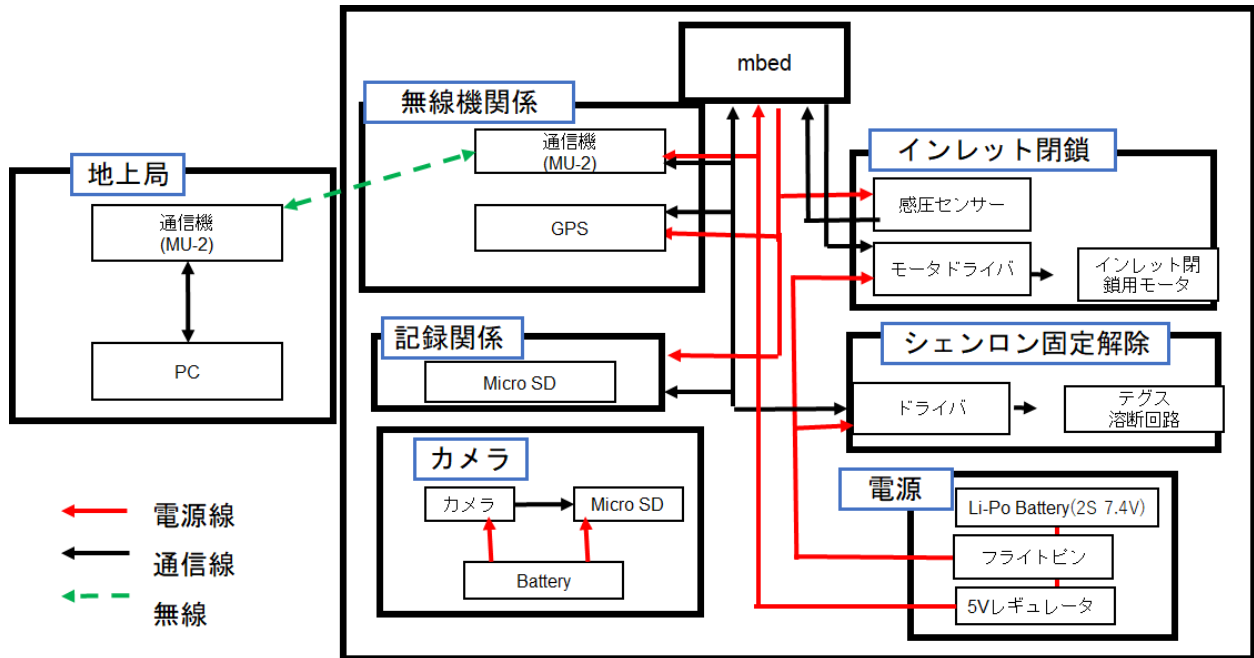


図 4.26 システムダイアグラム

・質量

CanSat の質量の大まかな内訳を表 4.1 に示す.

表 4.1 質量の内訳

|            |       |
|------------|-------|
| 構造系        | 725g  |
| 筐体         | 330g  |
| インレット閉鎖機構  | 215g  |
| 固定機構       | 180g  |
| 電装系        | 215g  |
| Lipo バッテリー | 85g   |
| 基盤         | 100g  |
| 小型カメラ      | 30g   |
| その他        | 90g   |
| シェンロン      | 25g   |
| パラシュート     | 65g   |
| 計          | 1030g |

### ・サイズ

CanSat のキャリア収納時のサイズを図 4.27 に示す。

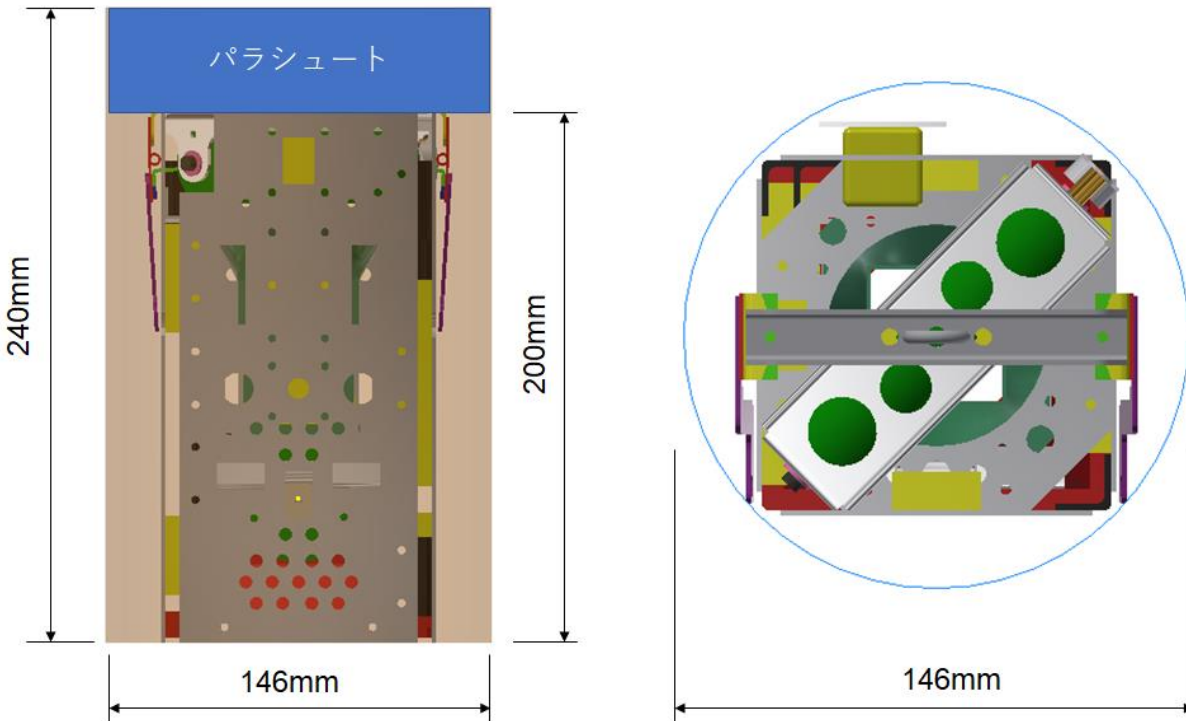


図 4.27 CanSat キャリア収納図

## 3. CanSat 機構・電力

### ・インレット閉鎖機構

図 4.28 にインレット閉鎖機構の外観を示す。

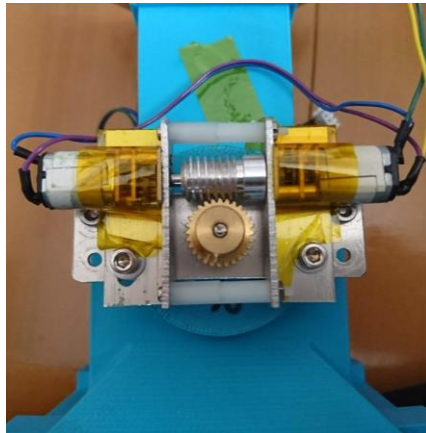


図 4.28 インレット閉鎖機構 外観図

インレット閉鎖機構は、シェンロンの空気取り入れ口を閉じ、さらにシェンロンを軸に巻いていくことによって、シェンロン内部を密閉し内部の圧力を高めるための機構である。シェンロンが接続された棒は、図 4.29 のようにらせん構造にセットされている。このらせ

ん構造が回転することによって、2本が中央に平行移動する。棒がらせんの終端に達すると、棒はらせん構造と連動して回転し始めシェンロンを巻き取り始める。

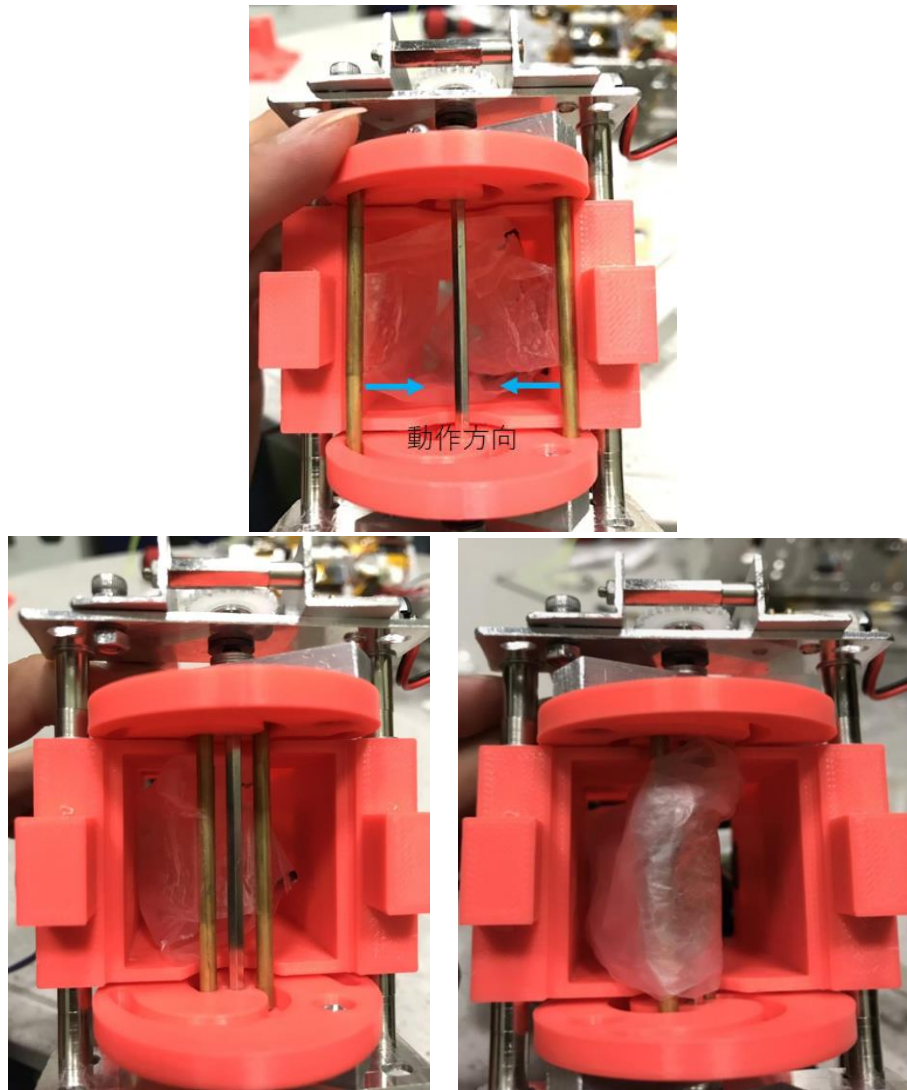


図 4.29 インレット閉鎖機構 動作時  
(上) 動作前 (左) インレット閉鎖完了時 (右) シェンロン巻き取り時

#### ・固定機構

固定機構はパラシュート開傘時の衝撃を構体で受けシェンロンが破損するのを防いだ後、シェンロンの展開を開始するための機構である。図 4.30 に固定機構の外観を示す。赤丸の腕の部分図 4.31 のようにテグスで構体に固定されている。このとき、図 4.32 に示すように爪の部分が構体に噛むことによって、開傘衝撃を構体で受けることが可能になっている。

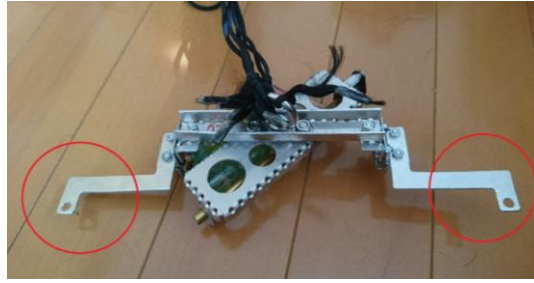


図 4.30 固定機構の外観

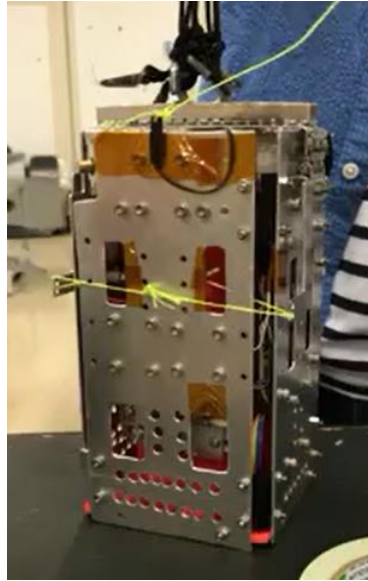


図 4.31 機体本体に固定した様子

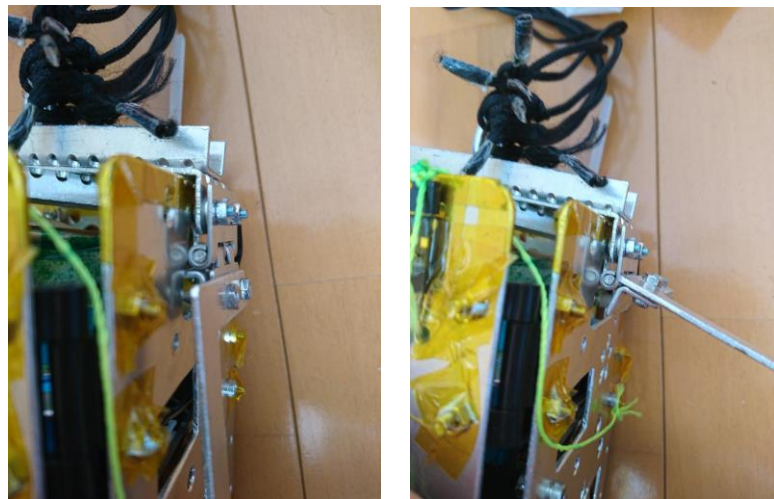


図 4.32 固定機構 動作図  
(左) 動作前 (右) 動作後

開傘衝撃を受けたのちテグスを溶断することで、図 4.32 のようにバネヒンジによって腕が開き、爪が構体から外れることによって固定が解除される。その後、パラシュートによって上向きに引っ張られ、中央の回転軸に巻き付けてあるシェンロンが展開される。その際、一気に展開するとシェンロンが破損する危険性があるため、軸にロータリーダンパを接続して軸の回転速度を遅くし、徐々にシェンロンが展開できるようになっている。

#### 感圧センサ

シェンロンの内圧を測定するために感圧センサーを搭載する。感圧センサーは図 4.33 の左の物を使用し、感度を高めるために図 4.33 の右のようなチップを感圧部に当てて取り付ける。取り付け位置は図 4.34 に示すように、インレットから上部に伸びるガイド部分の内側で、対称に 2 つ取り付けた。

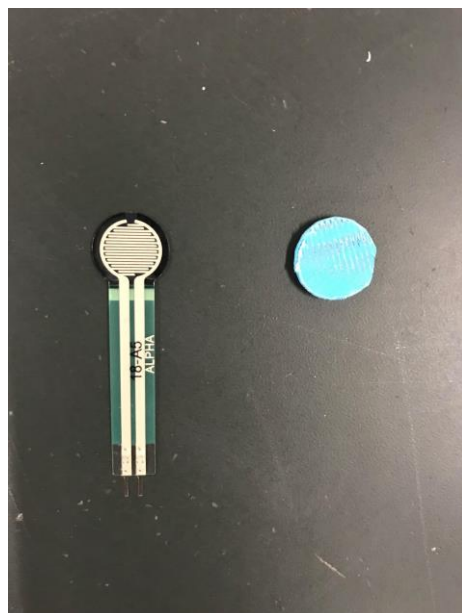


図 4.33 感圧センサー



図 4.34 感圧センサー取り付け位置

## 電力

我々の CanSat は本体と小型カメラで異なる電力源を使用している。それぞれについて説明する。

### a. 本体

本体の電源には 2000mAh の 2 セルのリポバッテリーを用いている。それぞれの機器での消費電力の概要は表 4.2 の通りである。

表 4.2 本体消費電力の内訳

| 機器の名称   | 消費電流[mA] | 時間   | 放電容量[mAh] |
|---------|----------|------|-----------|
| mbed    | 135      | 5 時間 | 675       |
| MU-2    | 42       | 5 時間 | 210       |
| モーター    | 720      | 2 時間 | 1440      |
| GPS     | 29       | 5 時間 | 145       |
| SD カード  | 200      | 2 時間 | 400       |
| 溶断回路    | 1000     | 10 秒 | 2.78      |
| レギュレーター | 4.2      | 5 時間 | 21        |
| 合計      |          |      | 2894      |

上の図では消費電流が 1 mA 以下のものは除いている。また、消費電流は想定される消費電流の中で最大のものを用いている。

下記システムフローの中で説明している待機モード中も使用する機器は使用時間を 5 時間。待機モード中は使用しない機器は使用時間を 2 時間として計算している。

合計の値が 2000 mAh よりも大きくなっているのは、もともと 1 つしか用いない予定だったモーターの数を 2 つに増やす等の設計変更が行われたからである。しかし上記の消費電流の値は想定される消費電流の中で最大のものであって常にその電流が流れているわけではない。そのため実際の消費される電力は上記の合計よりも小さいと予想される。そこで設計変更後に実際に CanSat を動作させてどのくらいの時間電池が持つかのテストをしたところ、想定していた 5 時間程度は電池が持つことが確認されたため 2000 mA の容量のバッテリーを引き続き用いることを決定した。

### b. 小型カメラ

小型カメラには本体とは独立した電池が内蔵されている。データシートには1時間の連続使用が可能との記述がある。実際に実験をしてみたところデータシート通り1時間程度の連続使用をすることが可能であった。

#### 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         | mbed NXP LPC1768             | RS コンポーネンツ  |    |
| GPS          | Qwiic - ZOE-M8Q 搭載 GPS モジュール | スイッチサイエンス   |    |
| 無線機          | MU-2-429                     | サーキットデザイン   |    |
| 小型カメラ        | KIUNI 1080P 高画質              | Amazon      |    |
| SD カード       | Gigastone 16GB               | ヨドバシカメラ     |    |
| microSD スロット | マイクロSDカードスロットDIP化キット         | 秋月電子通商      |    |
| 感圧センサ        | MF01-N-221-A04               | スイッチサイエンス   |    |
| 各種チップ抵抗      |                              | 秋月電子通商・千石電商 |    |
| 各種コンデンサ      |                              | 秋月電子通商・千石電商 |    |
| 各種LED        | 白・アンバー                       | 秋月電子通商      |    |
| レギュレーター      | NJM7805FA                    | 秋月電子通商      |    |
| コネクタ         | XH コネクタ・EL コネクタ              | 秋月電子通商・千石電商 |    |
| リボンケーブル      |                              | 千石電商        |    |
| MOSFET       | 2SK4017 2SJ681               | 秋月電子通商      |    |
| ピンソケット       |                              | 秋月電子通商      |    |

##### □ 動力系

| 分類       | 名称・型番     | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|----------|-----------|-----------|----|
| ギヤードモーター | ROB-12125 | 千石電商      |    |
| リポバッテリー  | 2000 mAh  | amazon    |    |

##### □ 構造系

| 分類        | 名称・型番                      | 入手先・参考情報等 | 備考 |
|-----------|----------------------------|-----------|----|
| バネヒンジ     |                            | 東急ハンズ     |    |
| アイボルト     | M6                         |           |    |
| ロータリーダンパー | FRT-C2-201                 | モノタロウ     |    |
| フランジブッシュ  | 80F-0603、80F-0303          | モノタロウ     |    |
| 各種ねじ      | M3、M2                      |           |    |
| 各種ナット     | M3、M2                      |           |    |
| 各種ワッシャ    | M3                         |           |    |
| 各種スペーサー   | M3、M2                      |           |    |
| トルクヒンジ    | ミニフラットトルクヒンジ<br>HG-MF15-BL | モノタロウ     |    |
| 平ギヤ       | S50B 28B+0303              | 千石電商      |    |



|        |               |      |  |
|--------|---------------|------|--|
| ウォームギヤ | アルミウォームギヤ 3mm | 千石電商 |  |
|--------|---------------|------|--|

## 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 | Zortrax M200 | Zortrax      | 大学設備 |
| CNC     | Mill-Key II  | システムクリエイト    | 大学設備 |
| 基板切削機   | ProtoMat S62 | 日本 LPKF 株式会社 | 大学設備 |

## 6. プログラム・アルゴリズム

使用言語：C++

システムフローチャートを図 4.35 に示す。

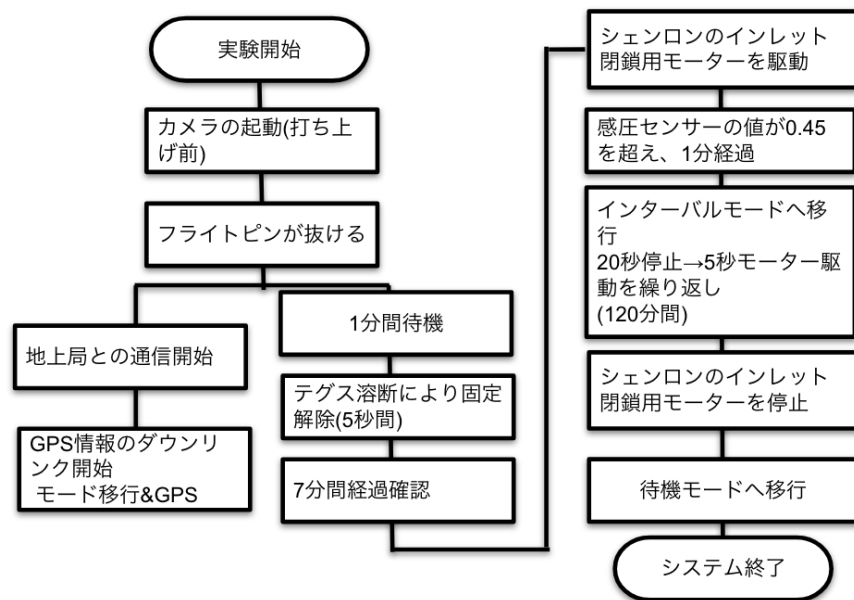


図 4.35 システムフローチャート

## 7. 会計

プロジェクト全体で使用した金額は総額 417,437 円で表 4.3 に大まかな内訳を示す。

表 4.3 開発費用の大まかな内訳

|                    |           |
|--------------------|-----------|
| 構造系                | 179,087 円 |
| 電装系                | 192,946 円 |
| その他<br>(実験道具、交通費等) | 45,404 円  |
| 合計                 | 417,437 円 |

## 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                        | 8/20 |
| V2  | キャリア収納試験        | R1                        | 8/20 |
| V3  | 通信距離試験          | R2                        | 8/16 |
| V4  | 落下試験            | R3                        | 8/17 |
| V5  | 静荷重試験           | R4                        | 8/21 |
| V6  | 振動試験            | R5                        | 8/21 |
| V7  | 開傘衝撃試験          | R6                        | 8/21 |
| V8  | 通信機電源 OFF/ON 試験 | R7                        | 8/16 |
| V9  | 通信周波数変更試験       | R8                        | 8/10 |
| V10 | End-to-end 試験   | R9                        | 8/20 |
| V11 | シェンロン展開試験       | M1, M2                    | 8/20 |
| V12 | 空気取り入れ試験        | M3                        | 8/22 |
| V13 | インレット閉鎖機構試験     | M4, M5                    | 8/22 |
| V14 | 感圧センサー圧力確認試験    | M6                        | 8/20 |
| V15 | ログ取得確認試験        | M7                        | 8/20 |
| V16 | ログデータ取り出し試験     | M8                        | 8/20 |

## 第6章 実施試験内容

各試験における動画は次の URL 上にアップロードしている。

<https://www.youtube.com/channel/UCBNM1sO8QvPizyHuR1f8jvw>

### 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

全モジュールを計りで計測し、1050[g]以下であることを確認する。

#### ・結果

図 6.1 より全モジュールの質量は 1038g なので、レギュレーションの 1050g 以下が満たされることを確認した。

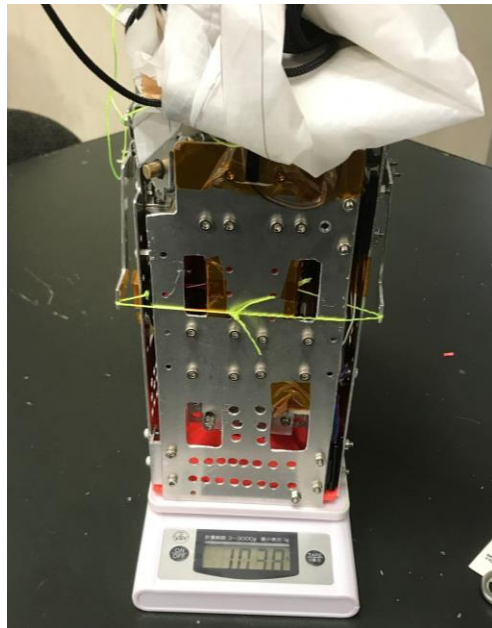


図 6.1 全モジュールの質量

### 2. キャリア収納試験

#### ・目的

CanSat が ARLISS のレギュレーションである高さ 240[mm]、直径 146[mm] の円筒形状に収まることを確認する。

#### ・試験/解析内容

キャリアを模した筒に CanSat を収納することで確認する。

#### ・結果

図 6.2 の 1 枚目は筒の直径，2 枚目は筒の外観，3 枚目は筒の内側の高さを示した図である。



図 6.2 筒（模擬キャリア）の外観と寸法

### 3. 通信距離試験

#### ・目的

ARLISS では打ち上げられた CanSat が目視できなくなっても、CanSat が搭載した通信モジュールから位置情報を送信し、それを地上局で受信し表示することで捜索できることが必要である。本試験では CanSat 搭載の通信モジュール MU-2 と地上局間で、十分な距離通信が可能であるかを確認する。

#### ・試験内容

地上局を多摩川沿い(図 6.3)に設置し、1 秒毎に信号を送るようにした CanSat 搭載の通信モジュール MU-2 を持って川沿いを進んで、通信が途絶えた地点と地上局の距離を測定する。

#### ・結果

図 6.3 に記すように、地上局と CanSat 搭載の通信モジュール MU-2 との間、約 2.0km の間で通信が行えた。BlackRock 砂漠では遮蔽物がないことにより本試験より通信距離が伸びると考えられるが同様の試験結果を得た過去の東工大 CanSat チームの ARLISS での実績より 4km 程度になると見込まれ、十分な距離通信が可能であると判断できる。



図 6.3 通信距離試験の結果と周辺地図

#### 4. 落下試験

- 目的

Cansat が地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有する事を確認する。

- 試験/解析内容

パラシュートに機体質量と同じだけの重りをつるし、高所から落下させる。その様子をビデオカメラで撮影し、落下速度を算出し、安全な落下速度まで減速できていることを確認する。

- 結果

落下時の様子と終端速度の計測結果を以下に示す。



図 6.4 落下試験の様子

表 6.1 落下速度計算結果

|      |         |
|------|---------|
| 1 回目 | 5.8m/s  |
| 2 回目 | 5.5m/s  |
| 3 回目 | 5.26m/s |
| 4 回目 | 4m/s    |
| 5 回目 | 3.5m/s  |

表 6.1 より落下速度が 6m/s を下回っており、危険な速度以下であると判断した。

## 5. 静荷重試験

### ・目的

CanSat が打ち上げ時にかかる加速度に耐えられることを確認する。

### ・試験/解析内容

遠心力を用いて、打ち上げ時にかかる加速度を再現する。CanSat の機体本体のアイボルトの部分に紐を取り付ける。紐のもう片側を人が持ち、回転面が水平になるように回転させる。このとき 60[s]間の時間平均が 10[G]程度の加速度を加える。回転中心から CanSat までの距離を 2.5[m]、回転速度を 60[rpm]とすると、遠心力による加速度は約 10[G]となる。円筒の物体の中には、加速度計を設置し、10[G]以上の加速度がかかっていることを確認する。また、加速度を与えた後、CanSat の構造に破損がないことを確認し、実際に動作させて機能が失われていないことを確認する。

### ・結果

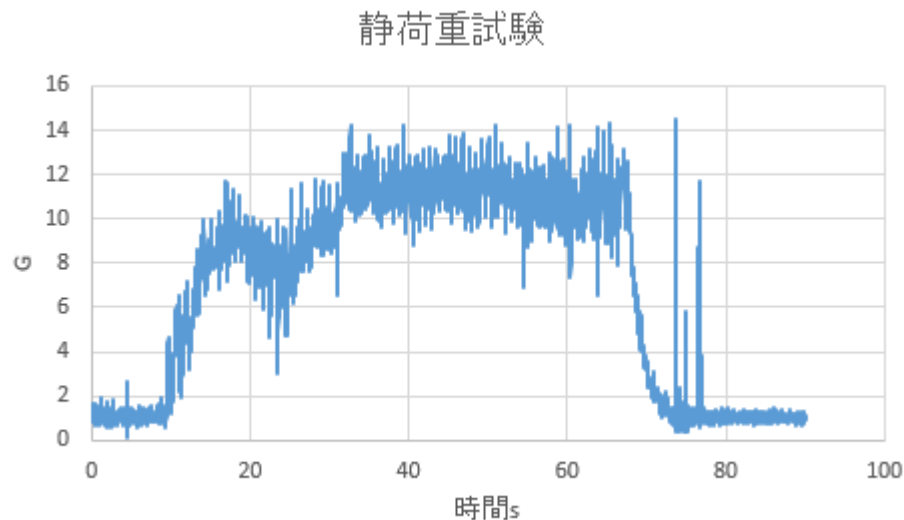


図 6.5 加速度センサーのログ

図 6.5 のような加速度を与えた。15[s]から 75[s]の加速度の平均をとると 10.37[G]となり 60[s]間平均 10[G]を加えることができた。試験後機体に破損はなく、動作させても機能が失われるようなことがなかったことを確認した。



## 6. 振動試験

### ・目的

打ち上げ時の振動に Cansat が耐えられるか確認する。

### ・試験/解析内容

加振器を用いて、CanSat の高さ方向に加速度 5G、振動数 30–500Hz に渡ってスイープ加振する。この範囲で本機の一次固有振動数の特定を行う。特定した固有振動数を用いて、15G の加速度で本機を 1 分間加振する。その後、再び加速度 5G、振動数 30–500Hz に渡って加振し、一次固有振動数に変化がないことを確認する。また、CanSat の構造に破損がないかを確認し、フライトピンを抜いて、システムが正常に機能するかどうかを確認する。



図 6.6 振動試験の様子

### ・結果

スイープ加振により一次固有振動数は 230Hz と特定した。次に、振動数 230Hz、加速度 15G で 1 分間加振を行った。振動試験中のオシロスコープの様子を動画として記録した（提出動画「ARLISS2019\_東京工業大学 Ophiuchus\_安全審査\_V6 振動試験」参照）。縦軸は加速度、横軸は時間を表す。加振器では縦軸の 1 目盛りが 5G となるようにキャリブレーションを行った。図 22 右中の赤線が 15G であり、図より 15G の出力が出ていることが分かる。その後再びスイープ加振を行い、一次固有振動数に変化がないことを確認した。加振後、部品の欠落や構造体の破損は見られず、フライトピンを抜くと正常に動作した。以上より、本機が十分に振動荷重に対してレギュレーションを満たす耐性があることが確認できた。

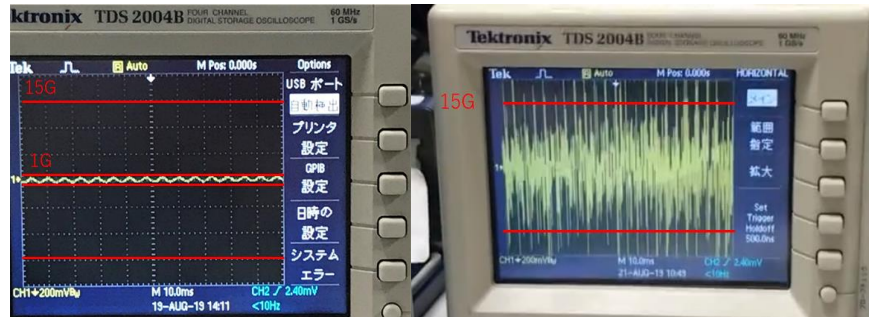


図 6.7 オシロスコープ波形  
(左：キャリブレーション時 1G, 右：加振中 15G)

## 7. 開傘衝撃試験

### ・目的

CanSat とパラシュートがパラシュート開傘時にかかる荷重に耐えられることを確認する。

### ・試験/解析内容

加速度センサを搭載した CanSat の機体本体のアイボルトの部分に紐を取り付け、高度をつけて鉛直下向き方向に投げる。試験後、搭載した加速度センサの値から 40G 程度の値が記録されていること、さらに部品の欠落や構造体の破損などの有無を確認する。また、パラシュート(ハーネスを含むでも同じ条件で実験を行い、試験後、破損などの有無を確認する。

### ・結果

図 6.8 に機体本体の試験中の加速度の値を示す。40G 以上の加速度がかかっていたことが確認できる。衝撃荷重を負荷した後、機体本体の破損は見られず、機能が失われていないことを確認した。また、パラシュートについても同様の条件で実験を行い、衝撃荷重を付加した後、パラシュートの破損は見られず、機能が失われていないことを確認した。

機体本体およびパラシュートが十分に開傘衝撃に対して、レギュレーションを満たす耐性があることが確認された。

## 開傘衝撃試験

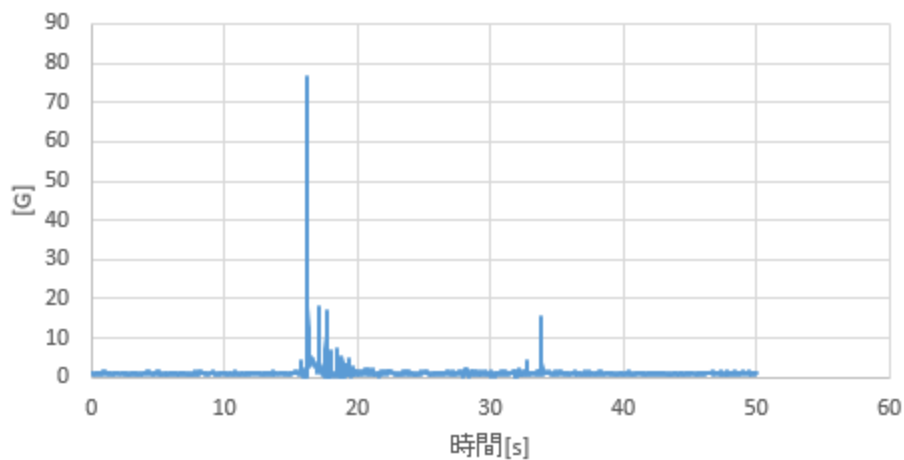


図 6.8 加速度センサーのログ

## 8. 通信機電源 OFF/ON 試験

### ・目的

通信機電源についてレギュレーションを満たすことを確認する。

### ・試験/解析内容

CanSat の通信機の電源が、フライトピン挿入時は OFF であること、またフライトピンを外した時に電源が ON になることを確認する。

### ・結果

図 6.9 のようにフライトピンが挿入されているときは通信機の電源電圧が OFF(0 V)であり、フライトピンが抜けた後は通信機の電源電圧が ON(5 V)であることが確認された。また、通信機が通信していると MU2 基板にある LED が光るようになっている。フライトピンが抜ける前は LED が点灯せず、フライトピンが抜けた後は LED が光っていることも確認された。これらの結果から通信機の電源を適切に OFF/ON 出来ることが確認された。

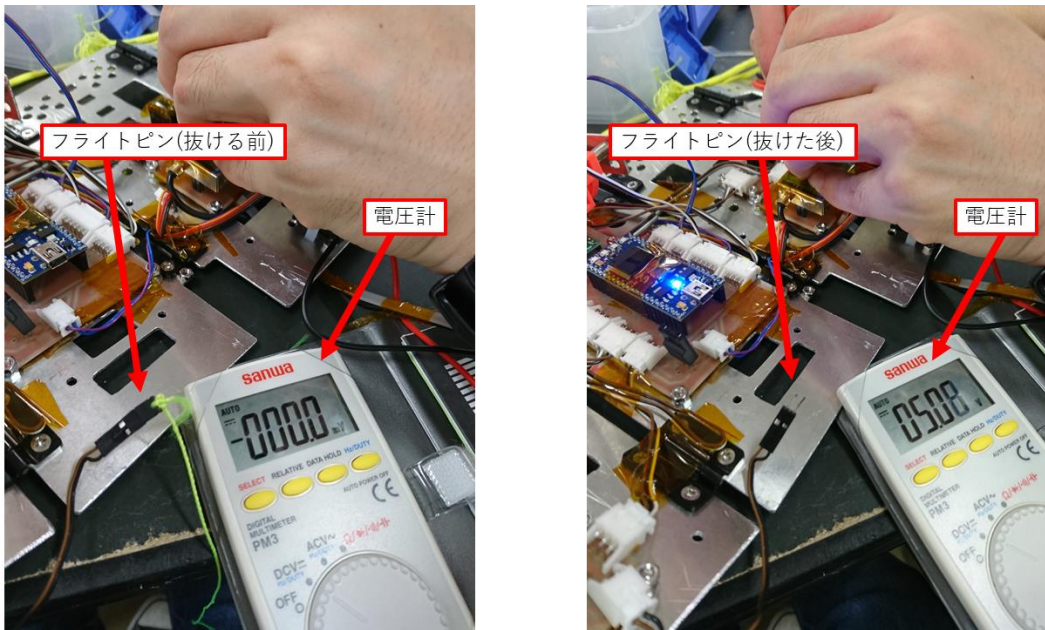


図 6.9 フライトピン挿入時と外した後の比較

## 9. 通信周波数変更試験

### ・目的

無線のチャンネル調整に応じる意思があり，また実際に調整ができることを確認する。

### ・試験内容

CanSat 搭載の通信機 MU-2，および地上局側の通信機 MU-2 のチャンネルを 2A(周波数 429.6875MHz)から 1B(周波数 429.5000MHz)に変更し，CanSat 搭載の通信機 MU-2 からデータを送信し，地上局側の通信機 MU-2 にて受信できることを確認する。

### ・結果

図 6.10 よりチャンネル 2A(周波数 429.6875MHz)において適切に通信が行われていることが確認できる。また，図 6.11 よりチャンネル変更を行なった後のチャンネル 1B(周波数 429.5000MHz)において適切に通信が行われていることが確認できる。以上より無線のチャンネルを変更しても通信を行うことができることが確認できた。

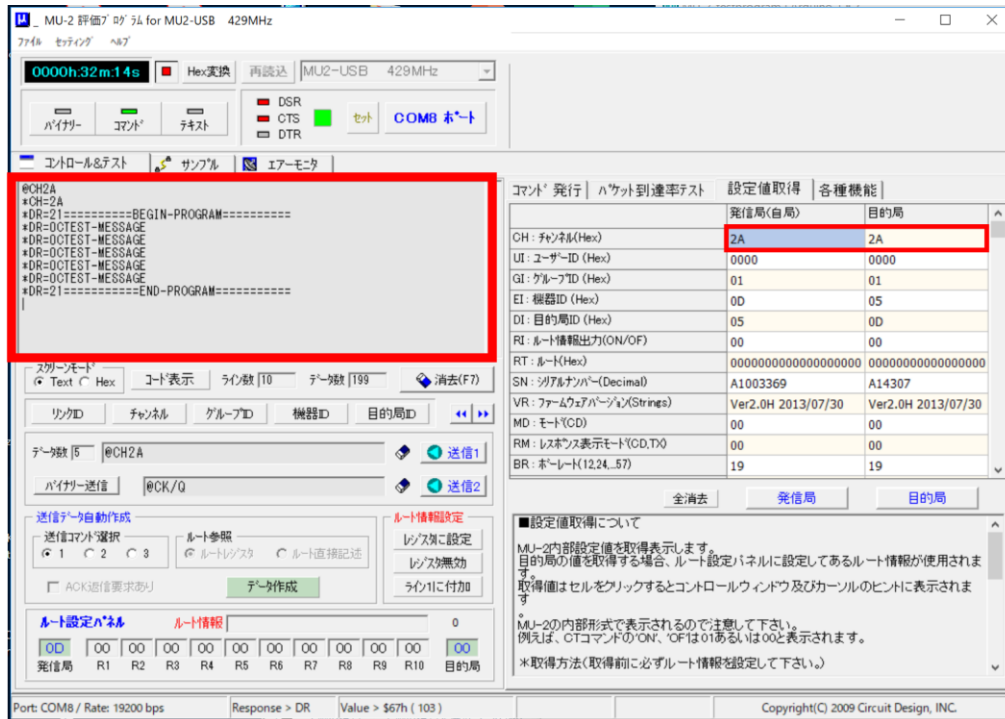


図 6.10 チャンネル 2A(周波数 429.6875MHz)において通信を行なった時の地上局側ソフトウェアの様子

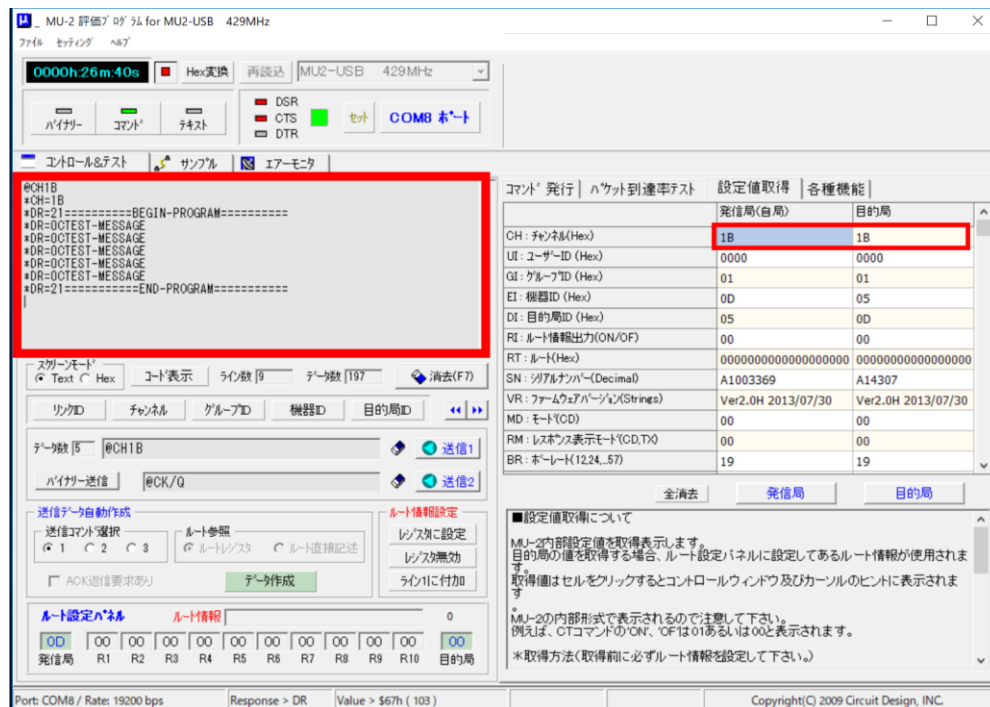


図 6.11 チャンネル 1B(周波数 429.50000MHz)において通信を行なった時の地上局側ソフトウェアの様子

## 10. End-to-end 試験

## ・目的

打ち上げ後、一切手を加えずにミッション遂行できることを確認する。ただし、ミッションを全て連続して行うことは難しいため、それと同等相当の試験となるように4段階に分ける。

## ・試験内容

End-to-end 試験では、ミッションの一連のシーケンスを人の手を加えることなく遂行できるかを①ロケット搭載～ロケット点火、②パラシュート展開、③フライトピンの取り外し～テグス溶断～シェンロンの引き出し～モーターによるシェンロンの巻き取り～スタンバイモードへの移行、④ログ記憶装置の取り出しおよびログの確認の4段階にわけて検証した。各試験の詳細を以下に記す。

### ①ロケット搭載～ロケット点火

V1 質量試験、V2 キャリア収納試験をクリアした機体について静荷重試験および振動試験を V5, V6 で記載したように行い、機体に破損がないことと、機体の機能が損なわれていないことを確認する。

### ②パラシュート展開

機体およびパラシュート部について開傘衝撃試験を V7 で記載したように行い、機体に破損がないことと、機体の機能が損なわれていないことを確認する。

### ③フライトピンの取り外し～テグス溶断～シェンロンの引き出し～モーターによるシェンロンの巻き取り～スタンバイモードへの移行

機体につけたパラシュートを手で持ち、機体を落とすことでフライトピンを抜く。その後システムが作動し、テグスが溶断され、シェンロンが引き出される。一定時間経過後、インレット閉鎖用モーターが駆動してシェンロンの巻き取りが行われ、一定時間モーターが駆動した後、スタンバイモードへ移行することを確認する。なおこの一連の確認の最中に CanSat と地上局間の通信が正常に行われることも確認する。

### ④ログ記憶装置の取り出しおよびログの確認

ログ記憶装置を取り出し、ログが正常に記録され、システムがシーケンス通りに動いたことを記録にて確認する。

## ・結果

### ①ロケット搭載～ロケット点火

上の V1,V2,V5,V6 の通りであり，質量がレギュレーションを満たし，キャリアに収まる機体について，静荷重および振動を与えても破損したり機能が損なわれたりすることがないことが確認できている。

### ②パラシュート展開

上の V7 の通りであり，機体およびパラシュート部に開傘衝撃を与えても，破損したり機能が損なわれたりすることがないことが確認できている。

### ③フライトピンの取り外し～テグス溶断～シェンロンの引き出し～モーターによるシェンロンの巻き取り～スタンバイモードへの移行

パラシュート部を持ち，機体を落とすことで，フライトピンが抜けてシステムが起動することが確認できた。その後テグスが正常に溶断されて固定機構が解除され，シェンロンの引き出しが行われることが確認できた。さらに一定時間経過後にインレット閉鎖用モーターが駆動し，シェンロンの巻き取りが開始されること，そしてモーター駆動後一定時間経過するとシステムがスタンバイモードへと移行し，モーターが停止して位置情報の取得と通信のみが行われることが確認できた。以上の③の様子は撮影した動画にて確認できる。

(動画→<https://www.youtube.com/watch?v=ZLjxZkFOWmU>)

なおこの一連のシステムの動作において CanSat と地上局の間の通信も正常に行うことが出来，CanSat のミッション遂行状態を地上局にて受信し確認することができた。

### ④ログ記憶装置の取り出しおよびログの確認

実験後の機体からログ記憶装置である SD カードを取り出すことが出来，送信していた位置情報および，システムが進んでいった記録をログとして確認することが出来た。ログにおいてもシステムが予定通り進んでいったことが記録されていて，一連のシステムが正常に機能することが確認できた。

以上①～④より，機体が打ち上げとパラシュート展開によって破損したり機能が損なわれたりすることがなく，一連のミッションが一切人の手を加えずに行えることが確認できた。

## 11. シェンロン展開試験

### ・目的

固定機構を解除することで、シェンロンが破損することなく展開できることを確認する。

### ・試験/解析内容

V10 End-to-end 試験の一部として実施

建物の3階において、パラシュート部を手で持ち機体を宙ぶりにし、フライトピンを抜くことによって、テグスを溶断、固定機構を解除し、シェンロンを展開する。その際、シェンロンがすべて展開できるかを確認する。また、試験後シェンロンに損傷がないかどうかを確認する。

### ・結果

機体を宙ぶりにした状態を図 6.12 に示す。この状態からテグス溶断によって固定機構が解除され、シェンロンの展開が開始された。その様子を図 6.13 に示す。その後、シェンロンは長さ 5m 分すべて展開された。その様子を図 6.14 に示す。試験後、シェンロンに損傷は見られなかった。

以上より、シェンロンが破損することなくすべて展開できることが確認できた。

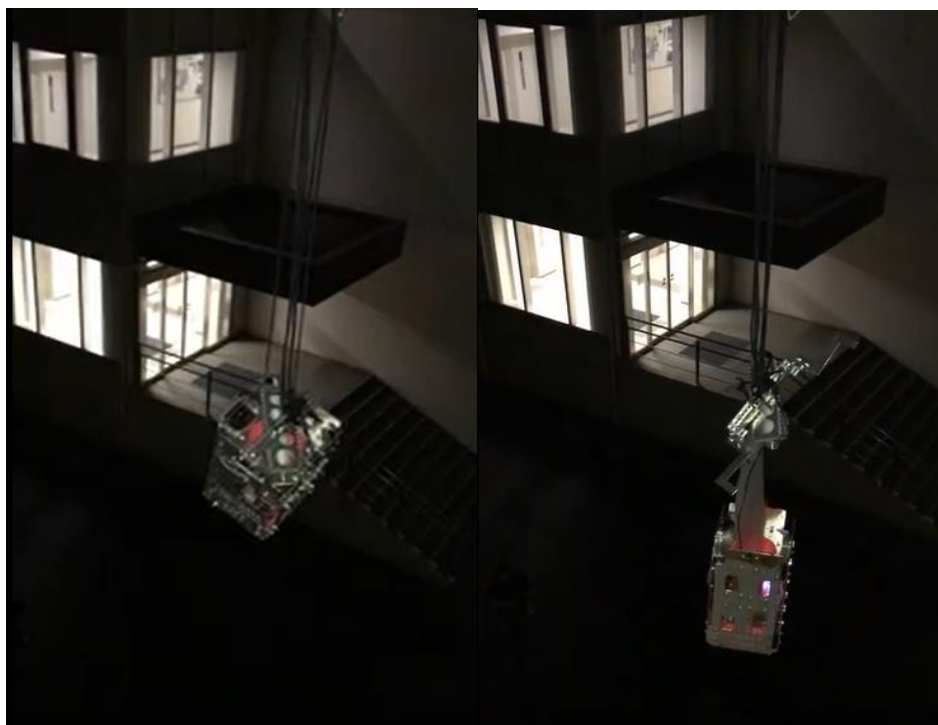


図 6.12 固定機構解除前の様子      図 6.13 固定機構解除後、シェンロンの展開が開始された様子





図 6.14 シェンロンがすべて展開された状態

## 12. 空気取り入れ試験

### ・目的

CanSat 落下時，シェンロン内部に空気が十分に取り込まれることを確かめる。

### ・試験/解析内容

パラシュートを吊るし，シェンロンを展開した状態で CanSat 下部（インレット）から扇風機で空気を送り込む。空気の流速はパラシュートの落下速度（5m/s～6m/s）で試験を行い目視，カメラ映像によりシェンロン内部に空気が十分に取り込まれることを確認する。

### ・結果

動画(<https://youtu.be/X9jDxm540E4>)よりシェンロン内部に空気が十分に入ることを確認できた。

## 13. インレット閉鎖機構動作試験

### ・目的

シェンロンの空気取り込み口を密閉し，シェンロン内部の圧力を高くできることを確認する。

#### ・試験/解析内容

パラシュートを吊るし、シェンロンを展開した状態で CanSat 下部（インレット）から風洞で空気を送り込み、インレット閉鎖機構を動作させる。シェンロンの内圧を感圧センサーにより測定し、シェンロンが直立できる剛性を持つ圧力まで上昇出来ていることを確認する。また、実際に人の手で CanSat を直立させ、シェンロンが自立できることを確認する。

#### ・結果

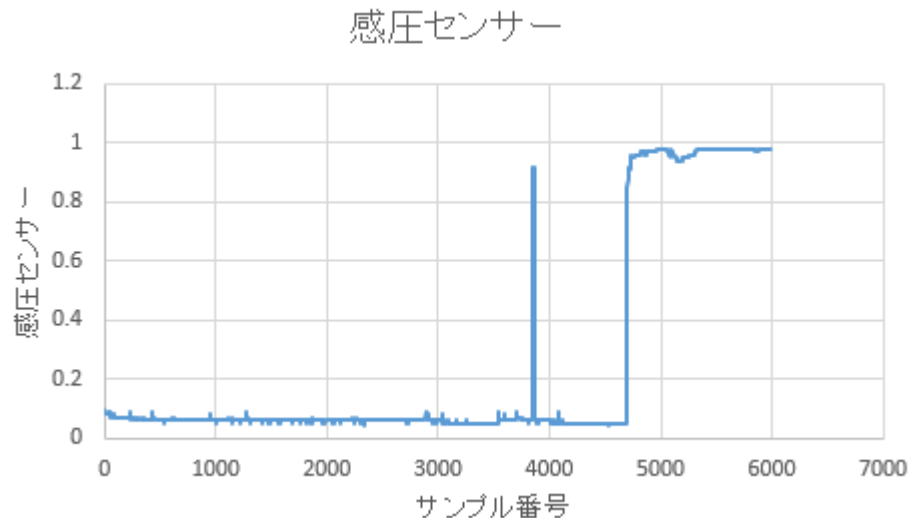


図 6.15 感圧センサーのログ

インレット閉鎖機構を動作させたところ感圧センサーの値が上昇したことを確認できたため内圧の上昇を確認できた。

## 14. 感圧センサー動作確認試験

#### ・目的

感圧センサーと圧力センサー(機体には載せない)の関係を概算することで、シェンロンのゲージ圧を感圧センサーで推定できるようにする。

#### ・試験/解析内容

シェンロンの中に圧力センサーを入れインレット閉鎖機構を作動させ感圧センサーと圧力センサーのログを同時にとる。そのあとログを比較し対応関係を推定する。

・結果

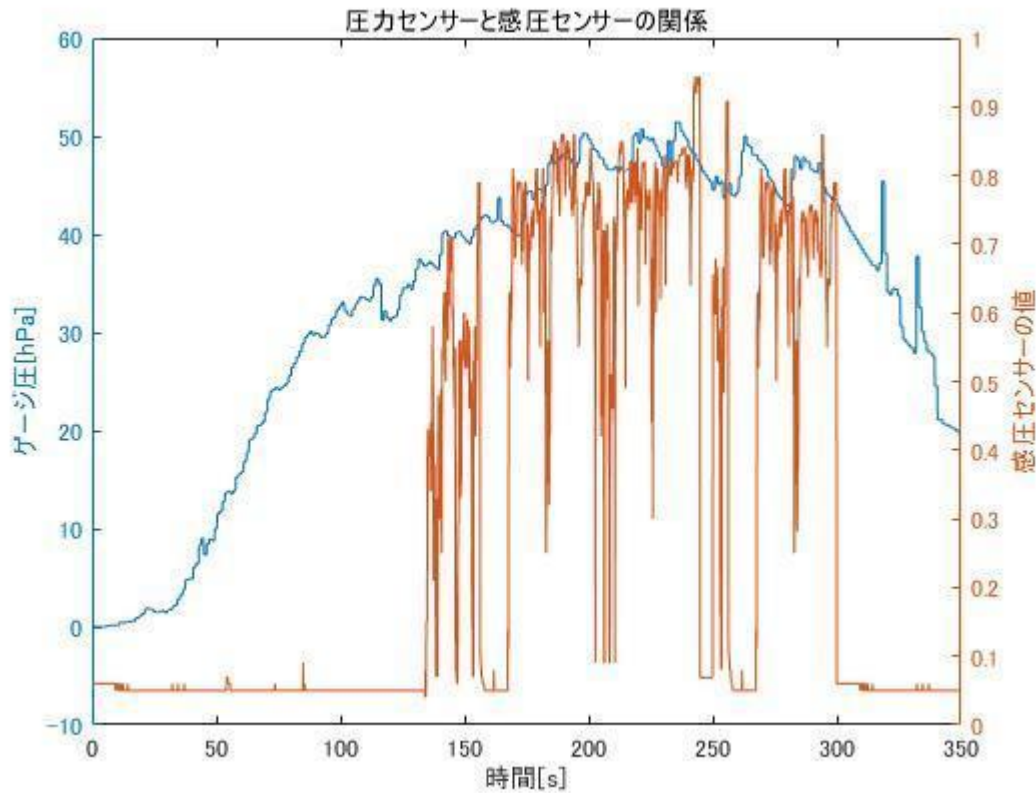


図 6.16 各センサーのログ

図 6.16 のように感圧センサーの値からシェンロンのゲージ圧を概算できることがわかった。またシェンロンの内圧の増加を感圧センサーによって確認できることも分かった。

## 15. ログ取得確認試験

・目的

機体にてログを確実に保存できることを確認する。

・試験内容

V10 End-to-end 試験の一部として実施。フライトピンが抜け電源が ON になってから、電源を OFF にするまでログが取れていることを確認する。位置情報とミッションの進行状況のログを取得する。

・結果

上の V10 の④の通りである。フライトピンが抜けてからミッション終了までの上記のログが保存されていることが確認できた。

## 16. ログデータ取り出し試験

### ・目的

ログを記録している記録媒体からデータを取り出せることを確認する。

### ・試験/解析内容

V10 End-to-end 試験の一部として実施。ログをとった後の記録媒体をパソコンにつなぎデータを取り出す。

### ・結果

上の V10 の④の通りである。一連の動作確認を行なった後の機体から、ログデータを取り出すことができることを確認した。

## 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

全体 MTG・・・週1回

チーム内 MTG・・・週2回

構想開始・・・2019年4月9日

構想決定・・・2019年6月11日

校内 MDR・・・2019年6月4日

BBM 製作開始・・・2019年6月12日～

BBM 検証完了・・・2019年7月28日

EM 製作開始・・・2019年7月29日～

日大気球試験・・・2019年8月8日

安全審査試験・・・2019年8月10日～8月22日

東工大気球試験・・・2019年8月27日

EM 完了・・・2019年月8日31日

FM 製作開始・・・2019年8月28日

FM 完了・・・2019年9月3日

### 2. 各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入）

我々は A 班（構体，シェンロン，パラシュート），B 班（インレット閉鎖機構，固定機構），C 班（通信，プログラミング），D 班（電気回路，制御）の4つの班に分かれて CanSat の開発を行ってきた。ガントチャートを以下のリンクに示す。

<https://drive.google.com/open?id=19FCQJZqM3VN2jihrZtPIYupVkp191ITi>



## 第8章 大会結果

### 1. ARLISS

□ 目的

我々が展開するシェンロンは約 5m の縦長構造物であり、落下の高さが 50m 程度の気球実験ではシェンロンの展開・引き出しから空気の取り入れや内圧の増加を全て確認することは困難であった。そこでロケットを用いて上空 4000m から落下させることで一連の展開技術を確認することを目的とする。

□ 結果

ARLISS 大会中の 1 日目（9 月 9 日）と 3 日目（9 月 11 日）に打ち上げを行った。2 回の打ち上げについてサクセスクライテリアに対応する結果を以下に示す。また、朝食ミーティングでは Best Mission Award 2nd Place を受賞した。

|          |   | 1st Launch | 2nd Launch |
|----------|---|------------|------------|
| Minimum  | シェンロンを CanSat 内部から引き出す。<br>→カメラ映像により確認                      | △          | ○          |
|          | シェンロン内部に空気を取り入れる<br>→カメラ映像により確認                             | △          | ○          |
| Full     | シェンロンの空気取り入れ後、インレットを閉じ内圧を増加させる<br>→感圧センサ・カメラ映像により確認         | ×          | ○          |
|          | 着地後にシェンロンの形状を保つ<br>→目視で確認                                   | ×          | ○          |
| Advanced | 着地後の CanSat を人の手で直立させ、シェンロンが実際に自立できる形状を保つことを確認する。<br>→目視で確認 | ×          | ○          |

● 1 回目の打ち上げ

ミニマムサクセスが一部成功し、それ以外は失敗という結果になった。着地後の様子から、シェンロンの展開および空気の取り入れは正常に行われたと判断した。しかし、ロケット搭載から打ち上げに時間がかかってしまったため、搭載カメラのバッテリーが切れてしまい落下中の様子を撮影することができなかったため、ミニマムサクセスは△とした。

打ち上げ確認後、フライトピンが抜けて通信のダウンリンク開始、1 分ほど経過したのちに GPS の捕捉を確認した。GPS 情報を元に搜索し、落下している CanSat を発見。シェンロンの展開・引き出しと微量の空気の取り入れを確認したが、シェンロンが構体に引っかかり、インレット閉鎖機構は巻き取りが停止した状態であった。また、構体の角に当たった部分が破れていた。このとき、シェンロンの長さは 4m80cm であった。その後、人の手で機体をシェンロンに対し真直に動かすことで再びインレット閉鎖機構による巻き取

りを確認できたが、構体・固定機構が地面に引っかかり巻き取りは停止した。次に固定機構とシェンロンを分離させることでインレット閉鎖機構による巻き取りを再度確認したが、インレット容量の限界でモーターが停止した。このとき、シェンロンの長さは 3m70cm であり、自立できる程の剛性は得られなかった。



図 8.1 CanSat 発見時の様子 (1 回目の打ち上げ)



図 8.2 インレット容量の限界







図 8.3 全行程終了後のシェンロンの様子 (1 回目の打ち上げ)

- 2 回目の打ち上げ

アドバンスドサクセスまで全て成功という結果だった。

1 回目の打ち上げ時のようにシェンロンが構体に引っかかることなく、内圧が高まった状態で発見された。発見時シェンロン長さ 4m30cm まで巻き取られて停止していた。シェンロン先端の固定機構と地面の間の摩擦やシェンロンとガイドの間の摩擦により巻取りが停止していた。



図 8.3 CanSat 発見時の様子 (2 回目の打ち上げ)

発見時の状況をすべて確認し終わった後、1回目の打ち上げ時と同様にシェンロン先端についていた固定機構を切り離し、CanSatを人の手で直立させた。その時の様子が図8.5である。直立時の高さは3m80cmであった。



図 8.4 シェンロンと固定機構分離時の様子



図 8.5 直立したシェンロン

□ 取得データ

今回のミッションではログデータとしてシーケンス状況、GPS 情報、感圧センサーの値を SD カードに保存した、GPS センサーによる海拔高度およびシーケンス状況は以下の図 8.6, 8.7 の通りであった。GPS を捕捉するまで 1 分～2 分程度かかっている。また、そのデータから落下時の終端速度は 1 回目の打ち上げでは 6.4 m/s, 2 回目の打ち上げでは 6.0 m/s であり、想定通りの速度まで減速できたことがわかる。また、2 回目の打ち上げでは着地の 1 分ほど前にインレット閉鎖用モータを駆動させるようにパラメータを調整し、概ね狙い通りのタイミングでインレットを閉鎖することができた。

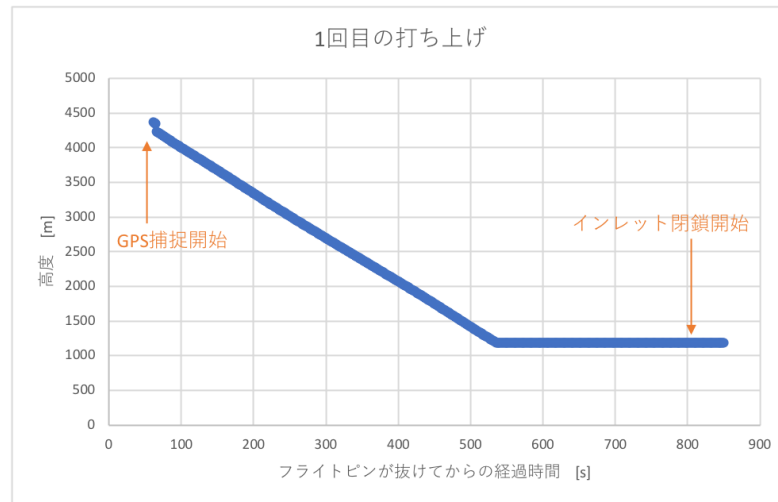


図 8.6 海拔高度・シーケンス状況 (1 回目の打ち上げ)

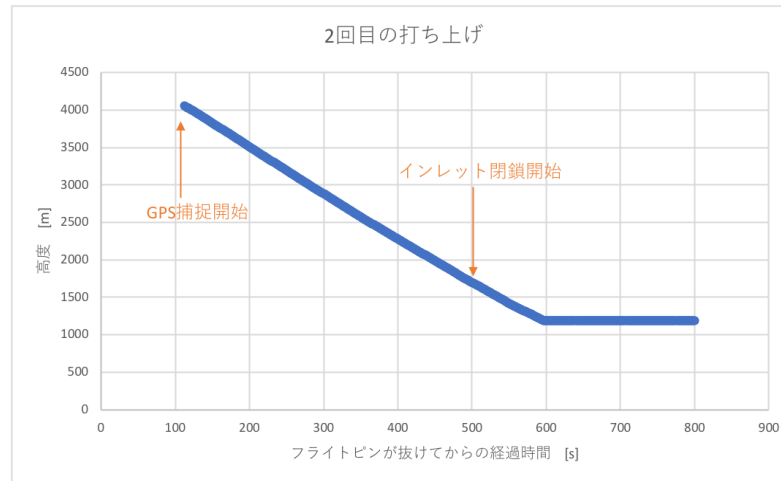


図 8.7 海拔高度・シーケンス状況 (2 回目の打ち上げ)

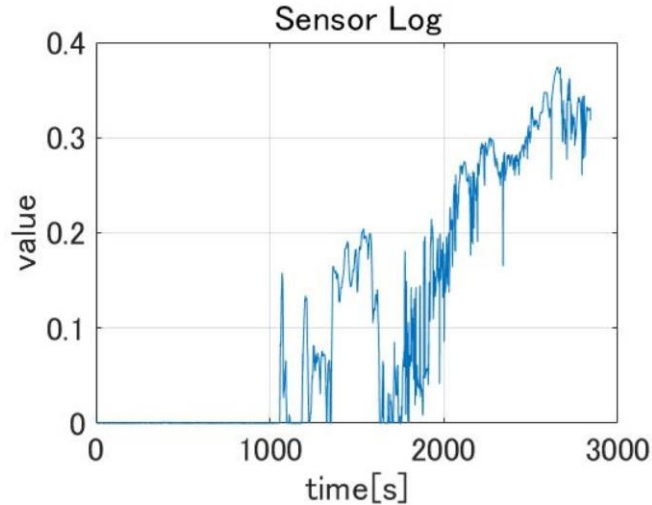


図 8.8 感圧センサのログ (2 回目の打ち上げ)

図 8.8 は 2 回目の打ち上げ時に SD に保存された感圧センサのログである。ガイドとシェンロンの間に取り付けた感圧センサーの値も徐々に上昇していることが分かる。この値は無線機を通じて地上局側にリアルタイムで送られていた。値が 0.3 を超えた時に十分な剛性が得られたと判断し、人の手によって CanSat を直立させた。

なお、1 回目の打ち上げ時には取り入れた空気の量が少なかったため、感圧センサの値の上昇は見られなかった。

また、2 回目の打ち上げでは CanSat 搭載カメラによってロケット放出から着地後の様子を撮影することができた。撮影時間は 1 時間ほどであり、それを短く編集したものを以下の URL にアップロードした。

[https://youtu.be/Q\\_4\\_5PPGgO0](https://youtu.be/Q_4_5PPGgO0)

□ 故障原因解析・解決手段等

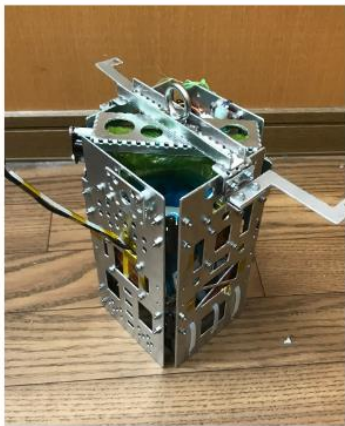
● 1回目の打ち上げ

・プログラムのパラメータに誤りがあった。固定機構解除から420秒(7分)後にインレット閉鎖用モーターを駆動させる予定だったが720秒(12分)に設定されていた。GPSのログによると着地はフライトピンが抜けて約9分後であったため、着地後にモーターが動き十分に空気を取り込むことができなかった。

→パラメータを修正した。

・構体の上部にシェンロンが引っかかりやすい角があった。

→角を削り、滑り材を塗った。



1st Launch 機体



2nd Launch 筐体

## 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

・機体重心を機体中心軸上かつ下方に置くことでシェンロン展開時の機体の傾きを抑えた。

・筐体側面板に肉抜き用に開けた穴の位置・大きさを工夫することで機体のメンテナンス性を向上させることができた。

・インレットの閉鎖を螺旋状ガイドを用いて行うことで、1自由度でインレットを閉鎖から巻き取りによる内圧の上昇までを行うことができた。

・シェンロンを軸に巻き付けて収納し、ロータリーダンパで展開することにより、収納性と展開時の安全性を高めた。

#### ソフト

・シェンロンの内圧がある程度高まった状態から、インレット閉鎖用モーターの駆動を断続的にすることにより、内圧を効率的に維持することができるようになった。

・システムのモードを切り替えることにより、電力消費を抑えてミッションを進めることが出来るようにした。

### 2. 良かった点・課題点

#### 良かった点

##### ハード

・作業量の多い中、限られた人数でタスクをやり遂げることができた。

・機体の形がある程度出来てきてから、ミッションを模擬した動作確認を数多く繰り返すことが出来たので、セッティングで注意すべき点や、機体の問題点を発見することができ、ミッションの成功に繋がった。

##### ソフト

・どんな CanSat にも使われる通信機、GPS などに早く取り掛かりブレッドボードで使えるようになったため、その後の開発が比較的スムーズに行えた。

- ・ マイコンに mbed を選定したことで C++を使うことができた。勉強しやすく、応用できる。

## 課題点

### ハード

・CNC や 3D プリンタなどの機材を扱える人が少なく、加工に苦労した。

### ソフト

- ・ ミッション選定の段階で既にソフトをやりたいと考えているなら早めにプログラミングの勉強を始めるべきだった。
- ・ mbed は最初からオフラインでやるべき。コンパイル自体はオフラインでできることを最初に確認していたが、オンラインでコンパイルできるプログラムがオフラインでコンパイルできないことがあると後々わかった。GitHub などを使って共有する方法に最初から慣れていた方がいい。結局直前までオンラインを使っていた。
- ・ 東工大で例年使われている MU-2 を無線機として選定したが、本当に良い選択だったのか。多摩川で 2km 通信できれば砂漠で 4km という伝統の理論が正しいかはかなり疑問。実際 ARLISS でも落下中の通信は途切れ途切れだった。検索する上では十分だったが、無線免許などを取得してもっと通信距離の長いものを使うのもありかもしれない。
- ・ GPS も衛星捕捉時間が結構ネック。砂漠でもカタログに書いてあるホットスタート時間では捕捉できなかった。打ち上げ 2 回とも 1 分程度はかかってしまった。
- ・ カメラは完全独立の市販のものを使った。1 度目は AeroPAC 側の問題でロケット搭載から打ち上げに時間がかかり、発射前にカメラのバッテリーが切れてしまった。
- ・ ARLISS1 度目の打ち上げでプログラムのパラメータにミスがあった。また一部しきい値判定のプログラム部分に詰めが甘い部分があった。多重に確認する必要がある。



- ・電装班(D班)ともう少し連携すればよかった。C班も多少回路が組めて、D班もテストプログラムなどが書ければもっとやりやすかったと思う。誰かがいなければチーム全体の作業が進まないという状況が多かった。

### 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

- ・技術も知識も全く無いメンバーが集まったが、それでもなんとか機体を完成させ、競技を行えたこと。これを通して、実践でないと身に付けることが難しい様々な知識を、各個人が身につけられたこと。

- ・プロジェクト発足からミッション終了までを一通り体験したことで、1つの衛星がどのような流れで開発されるかを学ぶことができた。

#### 反省点

- ・スケジュールの共有が不十分で、その日に作業を行える人数が何人いるのか把握出来ていないことが多かった。また、このプロジェクトに割くことの出来る時間が各人で大きく異なり、かつ、そのことを共有できていなかった為、特定の人に作業量が偏ってしまった。

- ・ミッション内容の選定に非常に時間がかかった。我々のチームメンバーが、我々には何が出来るのか、CanSatでは何を求められているのかを、初めのうちはそもそもよく理解できていなかった。

- ・渡航準備や旅行計画を旅行係1人に任せすぎてしまった。もっとチーム内で話し合うべきだった。



集合写真 (ARLISS)