

ARLISS2022 報告書

提出日：2022年 11月 20日

- チーム情報

CanSatチーム名	室蘭工業大学 SARD 宇宙探査開発Project
CanSatチーム 代表者情報	北村 光 20025087@mmm.muroran-it.ac.jp, 080-9834-9441
UNISEC団体名	学生宇宙研究開発機構SARD
UNISEC団体 学生代表	船津 美羽
責任教員	湊 亮二郎 r-minato@mmm.muroran-it.ac.jp, 090-3391-1280
CanSatクラス	Open Class

- メンバー

役割	名前（学年）
PM	北村 光（B3）
機体班長	宮下 陽光（B3）
電装班長	加藤 裕也（B3）
回収班長	齋藤 宗一郎（B3）
	阿部 奈津輝（B3）
	新居 洸生（B3）
	福田 隆充（B3）
	水澤 清（B3）

- CanSatの製作目的・大会参加理由

私たちが今年度のARLISSに参加した理由は大きく2つある。1つ目は、実際の人工衛星の打ち上げに近い過酷な条件で試験を行う事ができるからである。2つ目は、国内の宇宙工学技術者の登竜門であるARLISSで結果を残す事は、北海道地域におけるCanSat競技の認知度向上に繋がると考えたからである。

目次

第1章	ミッションステートメント（簡潔に文章でミッション定義）
第2章	サクセスクライテリア
第3章	要求項目の設定
第4章	システム仕様
第5章	試験項目設定
第6章	実施試験の内容
第7章	工程管理、ガントチャート作成（スプレッドシートを推奨）
第8章	責任教員の所感
第9章	大会結果報告
第10章	まとめ

第1章 ミッションステートメント

1.1 ミッションステートメント

CanSatにおける “Less is more.” を体現した二輪型機で0mゴールを達成する.

【背景】

私たちは、今年度のARLISSでランバック機を用いた0mゴール達成を最終目標としており、その前段階として能代宇宙イベントでの0mゴール達成を目指している。そこで、本機体ではこれらの目標達成のために、従来あまりCanSatに取り入れられてこなかった”Less is more.” の概念に基づいた設計を行った。

”Less is more.”とは、近代建築の三大巨匠の1人であるドイツ人建築家のルートヴィヒ・ミー ス・ファン・デル・ローエが残した言葉であり、建築やデザインの分野で「不要なもの（装飾 など）を取り除き、シンプルなデザインを究めることで、かえって豊かで使いやすいものが生 み出される」という意味で解釈されている。

私たちは、この概念をCanSatに取り入れることで、ARLISSでの0mゴールの可能性を高めた いと考えた。私たちが考えるCanSatにおける “Less is more.” は以下の3点である。

1. 機体の強度を維持しつつ、できるだけ軽量化すること。
2. ソフトウェアを単純化すること。
3. 様々なミッションに応用できる汎用性を有すること。

まず、1についてだが、ARLISSでは数km程度の長距離走行を求められるが、レギュレー ションで最大重量が規定されているため、使用できるバッテリーの容量には限りがある。した がって、機体を軽量化することで、より少ないエネルギーで長く走行することを目指した。具 体的には、種コン2022機体のタイヤは、剛性を重視して1個 180 g 程度となってしまったのに 対し、今回の機体のタイヤはその半分である約 75 g 程度まで軽量化を行った。また、各部に肉 抜きを行った。

次に2についてだが、ソフト面に様々な機能を盛り込んでプログラムを複雑化すると、マイ コンの処理能力に負担がかかる上、現地でエラーが発生した際に修正が難しくなる。これは ARLISSでの0mゴールの大きな障害であり、私たちは敢えてソフトウェアの機能の単純化を 行った。具体的には、当初私たちはDeep Learningを用いた物体検知による誘導を目指していた が、前述のトラブルを考慮して、理論が単純な「色認識」による誘導を用いることにした。

最後に3についてだが、あらゆる無駄を省くことは、結果的に、様々なミッションや機能の 付加に対応できるスタンダード機体を生み出すことに繋がると考えている。今後の世代が、初 めてCanSat開発に取り組む際は、このスタンダード機体に独自のミッションを付加する方式を 取ることでハードルを下げ、継続的にCanSat開発を続けていきたい。これは、過去に私たちが ロステクから復帰する際に非常に苦労した経験に基づく。

1.2 ミッションシーケンス

ミッションシーケンスは大きく5つのフェーズに分かれる。ミッションシーケンスの流れ、及び5つのフェーズの内容の一覧表は図1.2.1、表1.2.1に示す。

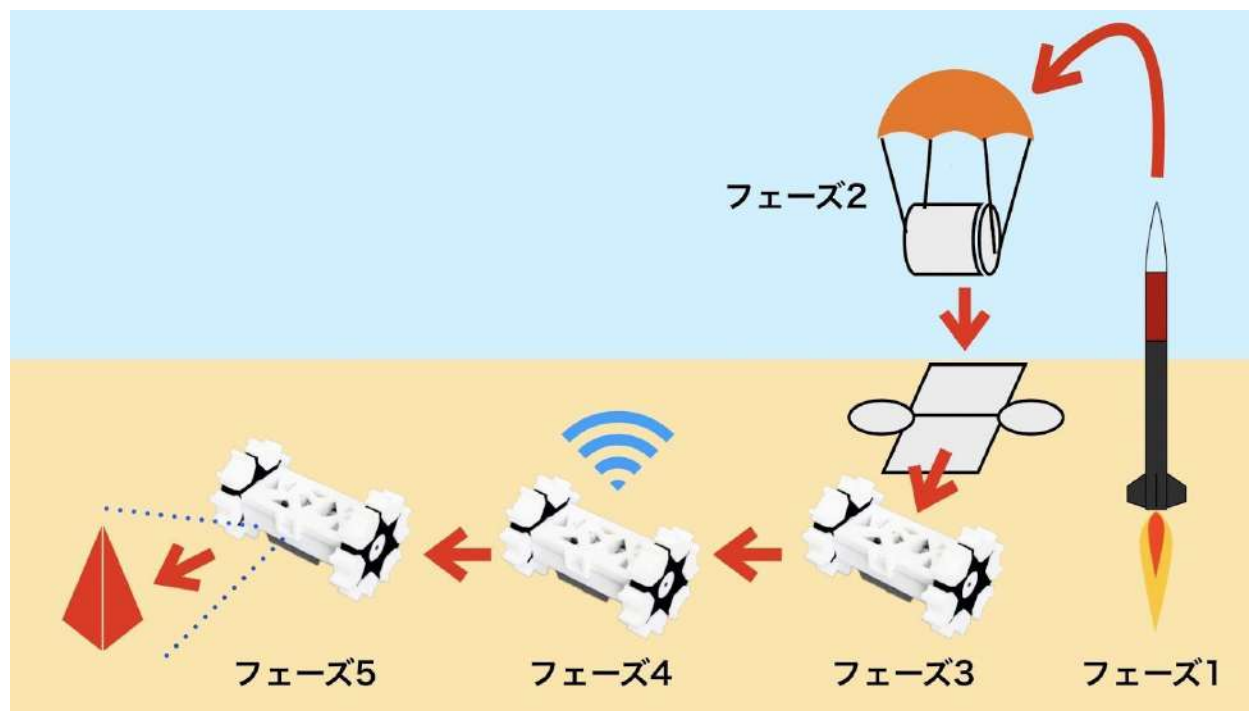


図1.2.1 ミッションシーケンスの流れ

表1.2.1 各フェーズの詳細について

フェーズ1 (投下前)	機体を収納モジュールに搭載し、パラシュートと機体収納用モジュール（回収機構）をキャリアに搭載する。その後、ロケットを用いてキャリアを上空約 4000 m まで上げる。
フェーズ2 (投下)	上空約 4000 m でキャリアからパラシュート及び収納モジュールを投下する。放出されたモジュールはパラシュートによって減速し、降下速度約 6 m/s で着地する。
フェーズ3 (走行開始)	気圧センサーによって着地を確認したら、電熱線によってコードを焼き切って機体収納用モジュールを展開する。機体は放出モジュールから分離し、走行を開始する。
フェーズ4 (誘導走行)	GPSデータを元に目標地点へと走行する。
フェーズ5 (ゴール認識)	ゴール地点までの距離が 5 m 以内となると、誘導方法をカメラによる色認識に切り替え、ゴール地点のコーンへ向かって走行する。

第2章 サクセスクライテリア

表2.1にサクセスクライテリア示す.

表2.1 サクセスクライテリア

	内容	評価方法
Minimum Success	放出と着地を検知し, 機体収納用モジュール (パラシュート含む) を分離して走行開始する.	1. 気圧センサー及びフォトレジスタのログを確認する. 2. 目視及び制御ログより, 電熱線によって機体収納用モジュールが開放した事を確認する. 3. 目視により, ミッション中の走行機体が機体収納用モジュールを引きずって走行していないかを確認する. 上記の1~3を全て満たした場合に達成とする.
Middle Success	ゴールの半径5m以内まで機体を誘導する.	GPSのログと実測により, ゴールの半径5m以内に機体が到達している事を確認する.
	段差や障害物によるスタックを検知し, 走行に復帰する.	目視及びGPSのログにより, スタック後, 走行に復帰した事を確認する.
Full Success	カメラによるコーン (ゴール) の色認識によって, 走行機体をゴールまで誘導し, 0mゴールを達成する.	目視及びカメラによるゴール判定でゴール到達を確認する.
Advanced Success	機体が外傷無しで目標地点に到達する.	目視により, フルサクセス達成後の機体外観に目立った損傷 (破損, 変形など) や部品の欠落が無いか確認する.

第3章 要求項目の設定

3.1 システム要求（安全確保，レギュレーションのための要求）

表3.1.1にシステム要求項目一覧を示す。

表3.1.1 システム要求項目一覧

要求 番号	システム要求項目（ <u>ARLISS打ち上げ安全基準</u> ）
S1	投下する機体の質量が基準を満たしている。
S2	容積がキャリア基準を満たしている。
S3	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ていないことが試験で確認できている。
S4	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ていないことが試験で確認できている。
S5	ロケット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ていないことが試験で確認できている。
S6	パラシュートが開傘する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ていないことが試験で確認できている。
S7	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。
S8	ロストへの対策を実施しており、有効性が試験で確認できている。 （対策例；位置情報送信、ビーコン、蛍光カラーペイント等）
S9	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。（FCC認証かつ100mW以下の機器はOFFしなくて良い。また、スマートフォンを用いる場合はFCC認証かつソフトウェアまたはハードウェアスイッチでoffにできること）
S10	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。
S11	ロケットへの装填からミッションの開始、打ち上げ後の回収までを模擬したEnd-to-end試験を実施できており、今後、大幅な設計変更はない。

3.2 ミッション要求

表3.2.1にミッション要求項目一覧を示す。

表3.2.1 ミッション要求項目一覧

番号	ミッション要求項目
M1	気圧センサー及びフォトレジスタによってキャリア放出が検知できることを試験で確認できている。
M2	着地時の衝撃荷重によって、ミッションを実現するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている。
M3	機体収納用モジュールと機体本体が分離することを試験で確認できている。
M4	環境の悪い地面における走行性能を試験で確認できている。
M5	GPSによりゴール周辺までナビゲーションできることを試験で確認できている。
M6	ゴール地点に設置されたコーンを物体検知できることを試験で確認できている。
M7	M6の物体検知に基づいて、走行機体をゴールへ誘導できることを試験で確認できている。
	カムバックコンペティションに参加する場合は以下の項目を必ず満たしてください
M8	ミッション時に人間が介入しない自律制御を実施することを確認出来ている。
M9	ミッション後、規定された制御履歴レポートを運営及び審査員へ提出しログ・取得したデータについて説明が可能な状態である。

第4章 システム仕様

4.1 機体外観

【機体本体】

表4.1.1に機体諸元と審査上許容できる測定値の範囲（誤差 $\pm 5\%$ ）を述べる．

表4.1.1 機体諸元 (誤差の制限から許容できる値)

全長 [mm]	200.0 (190.0~210.0)
高さ [mm]	130.0 (123.5~136.5)

表4.1.2に機体の構成要素を示す．

表4.1.2 機体構成要素

機体部品名	材料・材質
シャーシ部分	ABS樹脂
バッテリーケース部	ABS樹脂
タイヤ	NRスポンジ
タイヤ突起部分	ABS樹脂
スタビライザー	コンベックステープ
モーター	Pololu 250:1 金属ギアードモータ (3708:20D×46L mm 6V CB)
絶縁テープ	ポリイミドテープ

図4.1.1-2に機体本体の実測時の写真を示す.

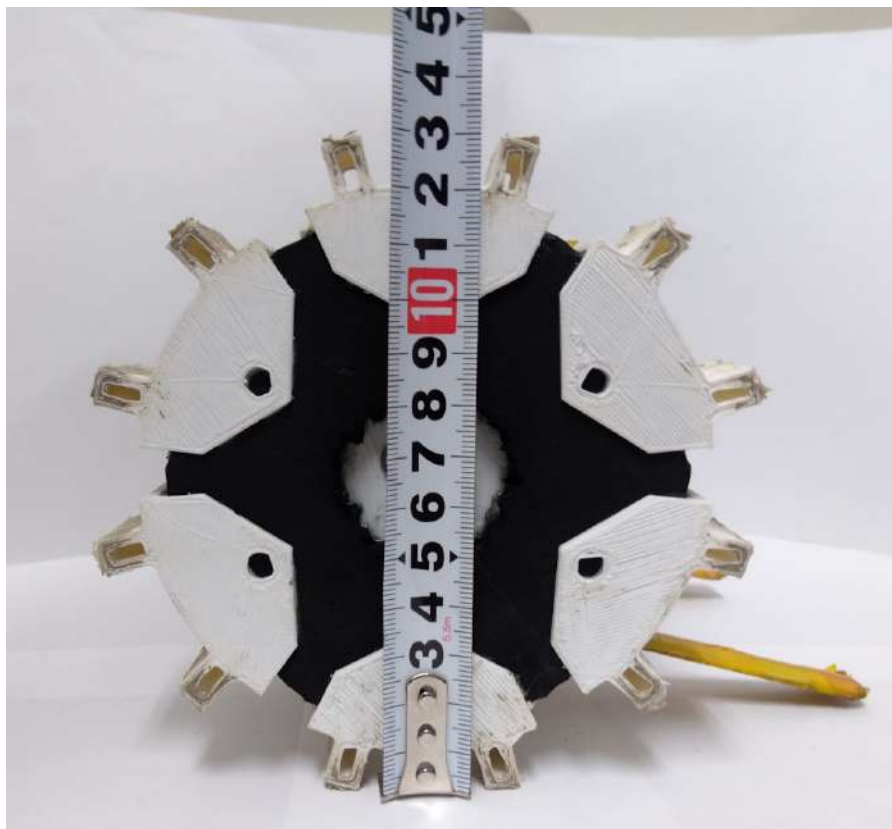


図4.1.1 機体高さ

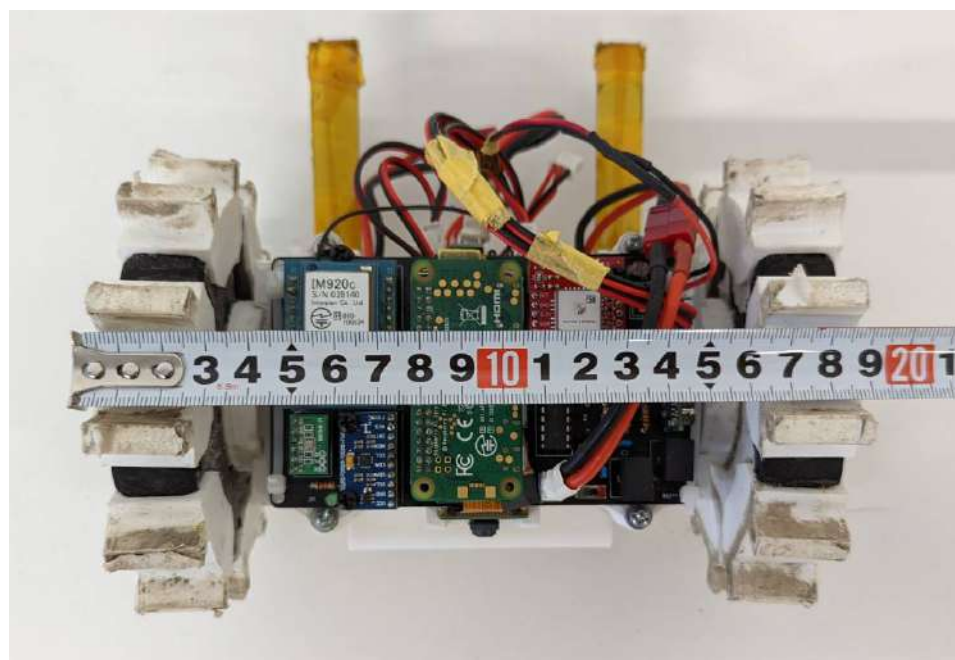


図4.1.2 機体全長

図4.1.3-4に機体外観図とCADデータの三面図を示す.

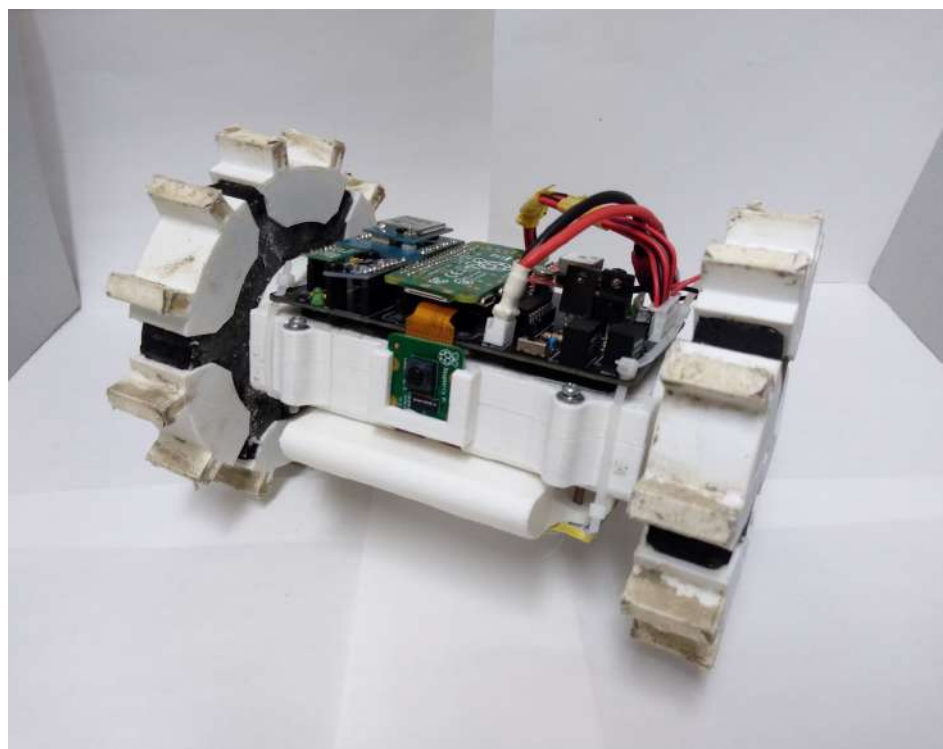


図4.1.3 実機外観図

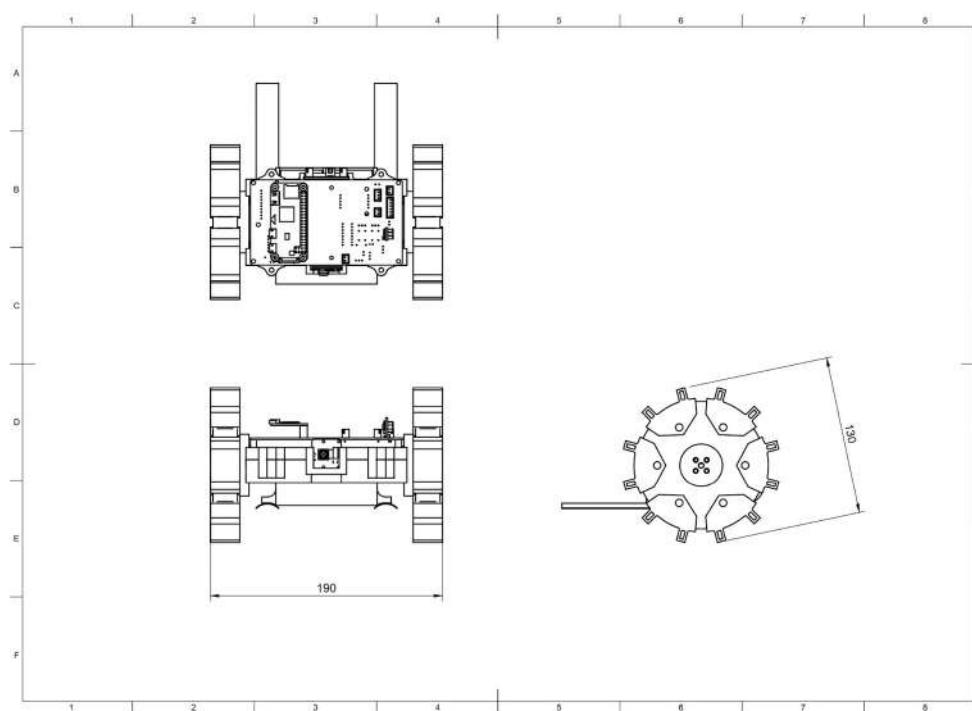


図4.1.4 機体三面図

【回収機構】

パラシュート及び機体収納用モジュールをまとめて回収機構と呼ぶ。（図4.1.5-6）

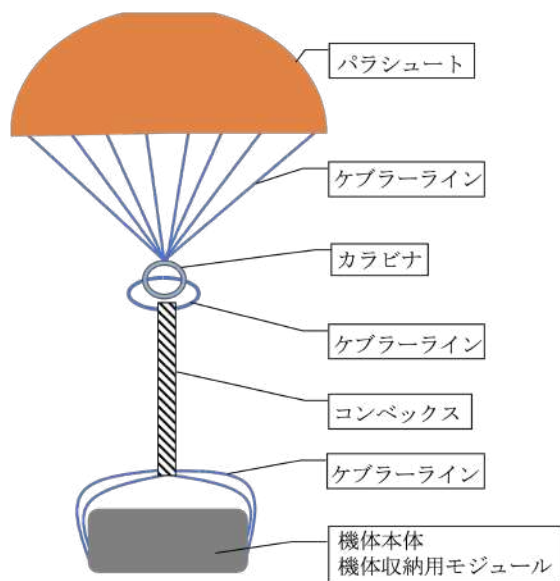


図4.1.5 回収機構模式図

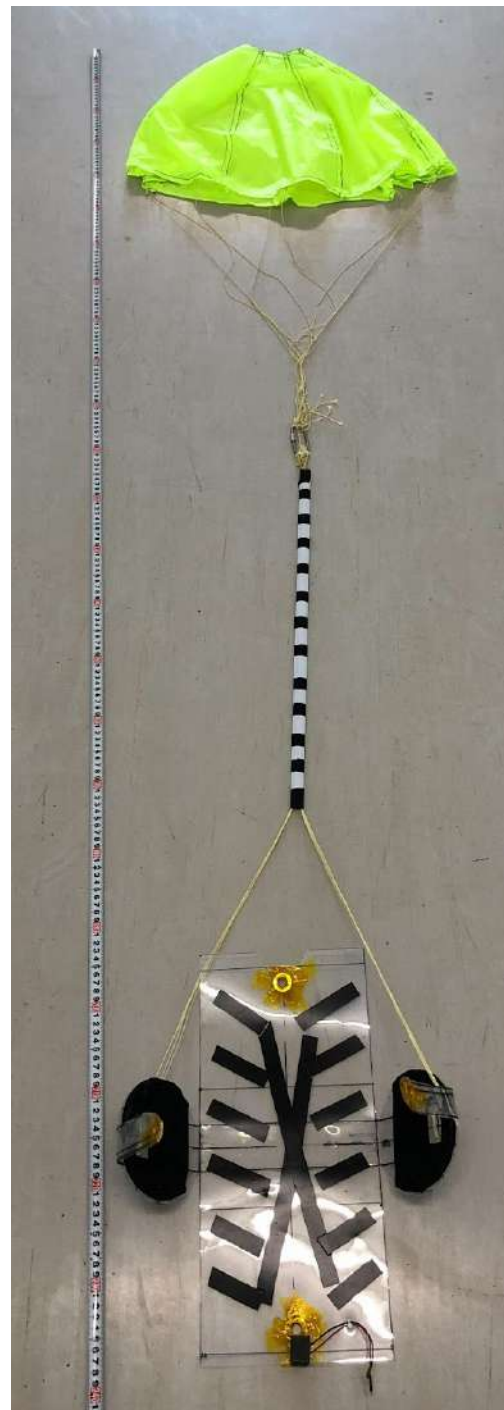


図4.1.6 回収機構外観

〈パラシュート〉
 パラシュートの外観図を図4.1.7に、ゴアの寸法を図4.1.8に示す。

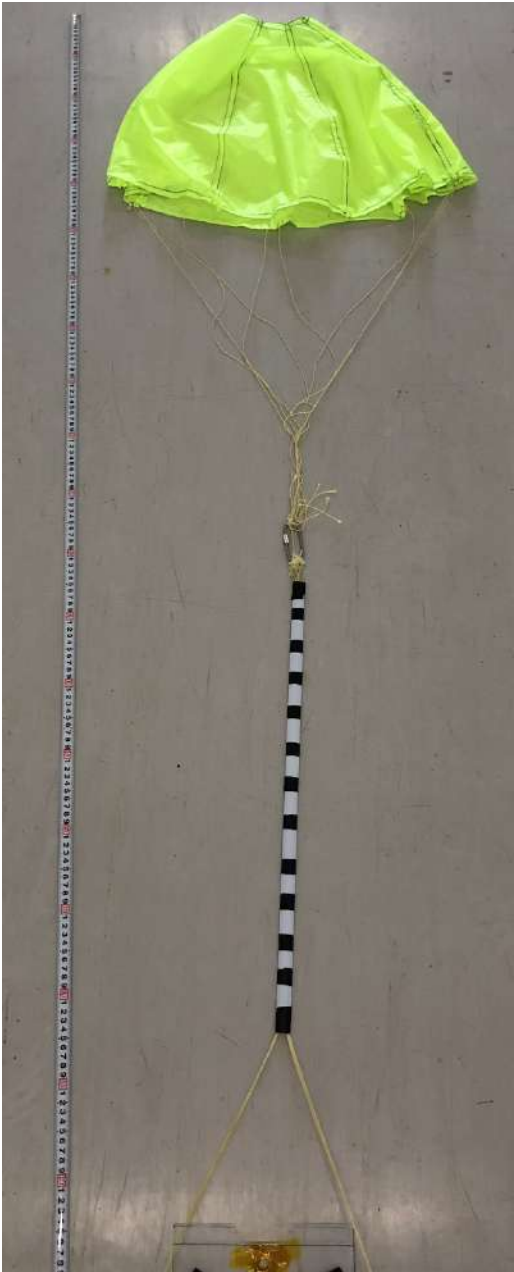


図4.1.7 パラシュート外観

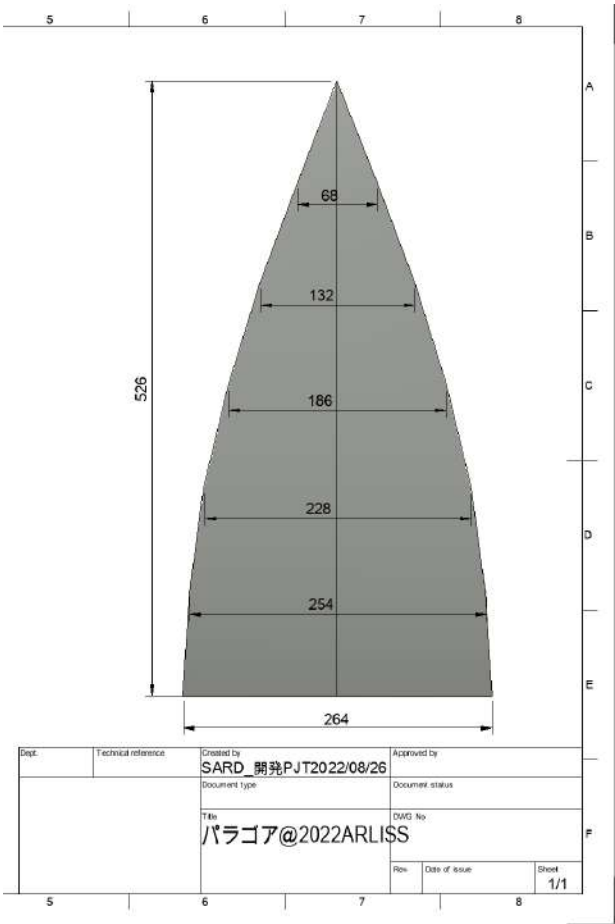


図4.1.8 ゴアの寸法

パラシュートの諸元を表4.1.2, パラコードの諸元を表4.1.3に示す.

表4.1.2 パラシュート諸元

形状	半球型
ゴアの枚数	8 [枚]
直径	670 [mm]
面積	$1.37 [m^2]$
スピルホールの直径	0.110 [m]
キャンピー材料	ナイロン
目標の終端速度	5 [m/s]

※人や物体に対して終端速度が危険でないことを考慮して, 終端速度を 5 [m/s] と設定した.

表4.1.3 パラコード諸元

本数	8 [本]
一本の長さ	1.7 [m]
パラコード材料	ケブラーライン, コンベックス, カラビナ

〈機体収納用モジュール〉

CanSatを収納するため、また衝撃から守るための機体収納用モジュールを用意した厚さ 0.5 mm のPP (ポリプロピレン) シートを用いた。そして、2022年9月に出場予定であるARLISSを見越してロケットからの分離衝撃を緩和するために機体収納用モジュールの側面にNRスポンジゴムを設けた。

機体収納用モジュールの外観図を図4.1.9、諸元を表4.1.4に示す。



図4.1.9 機体収納用モジュール外観

表4.1.4 機体収納用モジュール諸元

直径	約 142 [mm]
長さ	約 210 [mm]
主な材料	PP板, NRスポンジゴム

分離機構

着地後，回収機構と機体本体を分離するためにコイル状にしたニクロム線で機体収納用モジュールを閉じる結束バンドを溶断する．（図4.1.10）

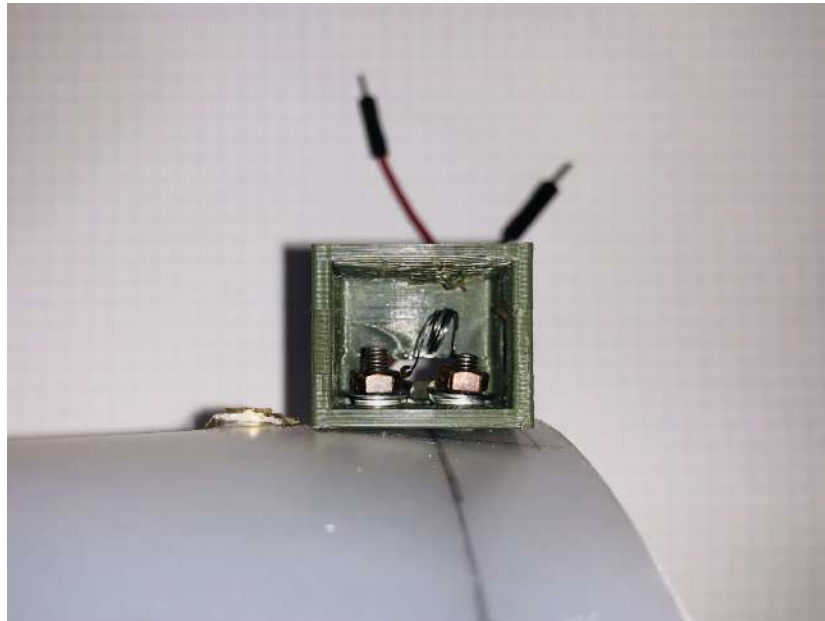


図4.1.10 分離機構外観

4.2 機体内観・機構

以前種子島ロケットコンテストへ向けて製作した機体では、当初予定していた重量を完成機体の重量が超えてしまった。この結果を受けて、今回は機体重量の軽量性、耐久性に着目しシミュレーションによって二点（重量と耐衝撃性）のトレードオフを実現させることを目的とした機体を製作した。

特に、一体成型と組み立て成型の許容応力の差に着目して、大きな応力荷重がかかると思予想されるシャフト周辺部分に関しては一体成型で製作し、比較的荷重がかかりにくい部分に関しては個々で製作することにより交換性、整備性を向上させた。さらに、一体成型にすることで、部品点数の削減による軽量化を達成した。

以下に、正面と上面から見た機体断面図を図4.2.1と図4.2.2に示す。

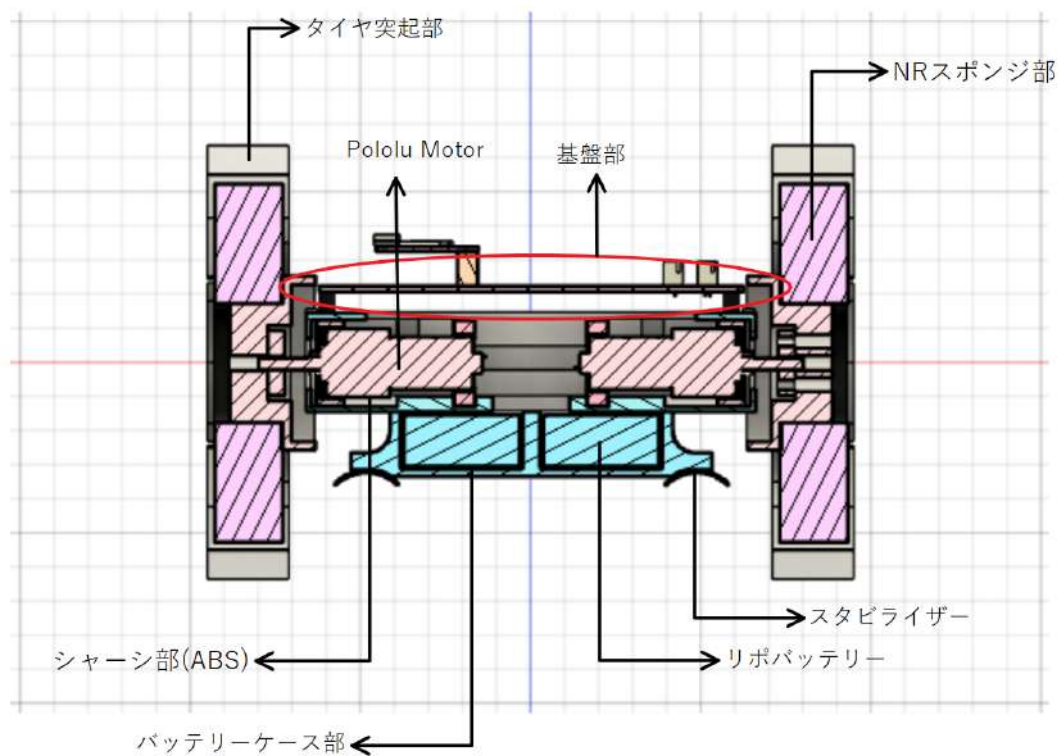


図4.2.1 機体断面図（正面）

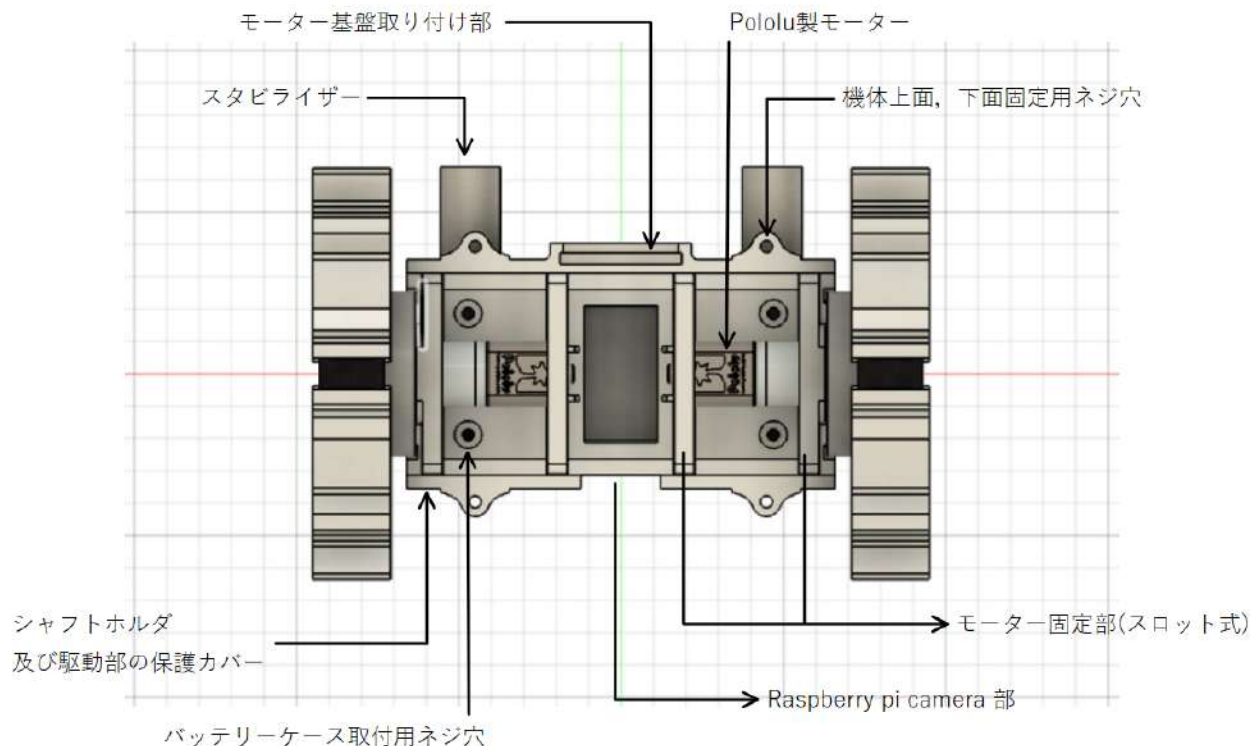


図4.2.2 機体断面図（上面）

スタビライザーに関しては、コンベックステープを用いて製作した。また、取り付ける際に少したわませて取り付けることによって、曲げ変形に強い状態にしている。

タイヤに関しては、衝撃吸収材の要素を持った材料（ニトリルスポンジ系）を用いることで、タイヤ側で着地衝撃を緩和している。さらに、地面状況を考慮して軽量化を兼ね備えた結果、タイヤに6つのスパイク（タイヤ突起）を取り付けることで、グリップ性能の向上も図っている。（図4.2.3参照）

加えて、前回のタイヤ駆動部に草が絡んでしまったことへの対策として、タイヤ側のシャフトホルダーに付属するカバーを取付けた。（図4.2.4参照）

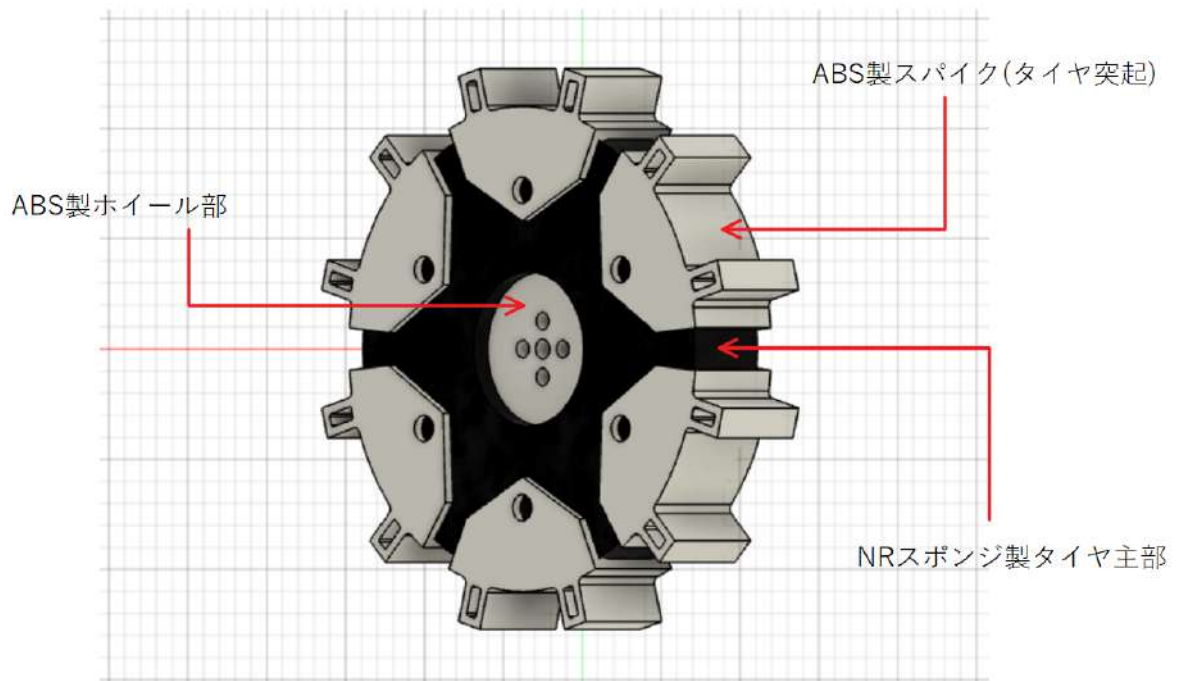


図4.2.3. タイヤ外観

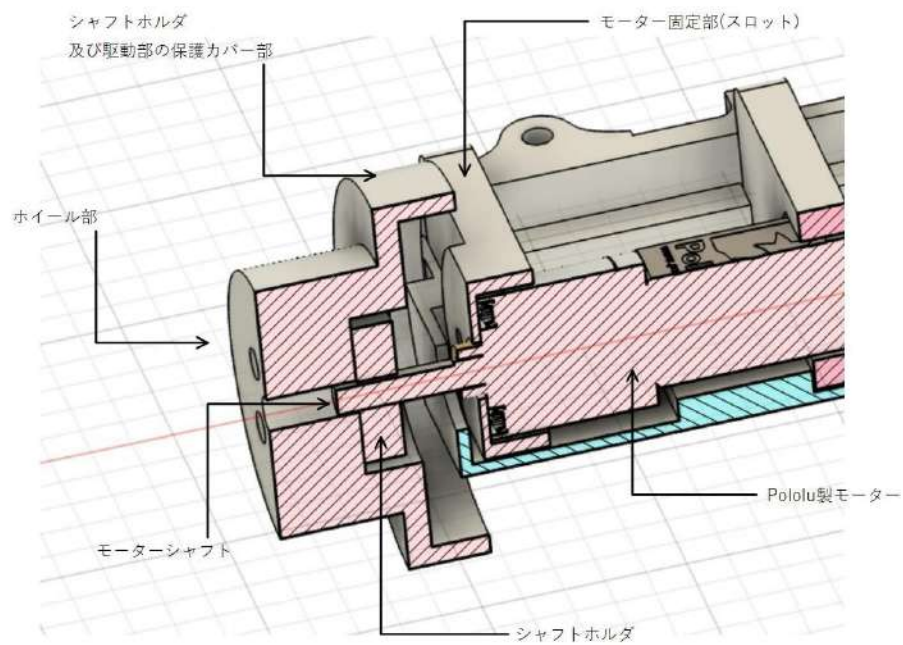


図4.2.4. タイヤとシャーシの連結部

4.3 システム図

以下にシステム図を示す。(図4.3.1)

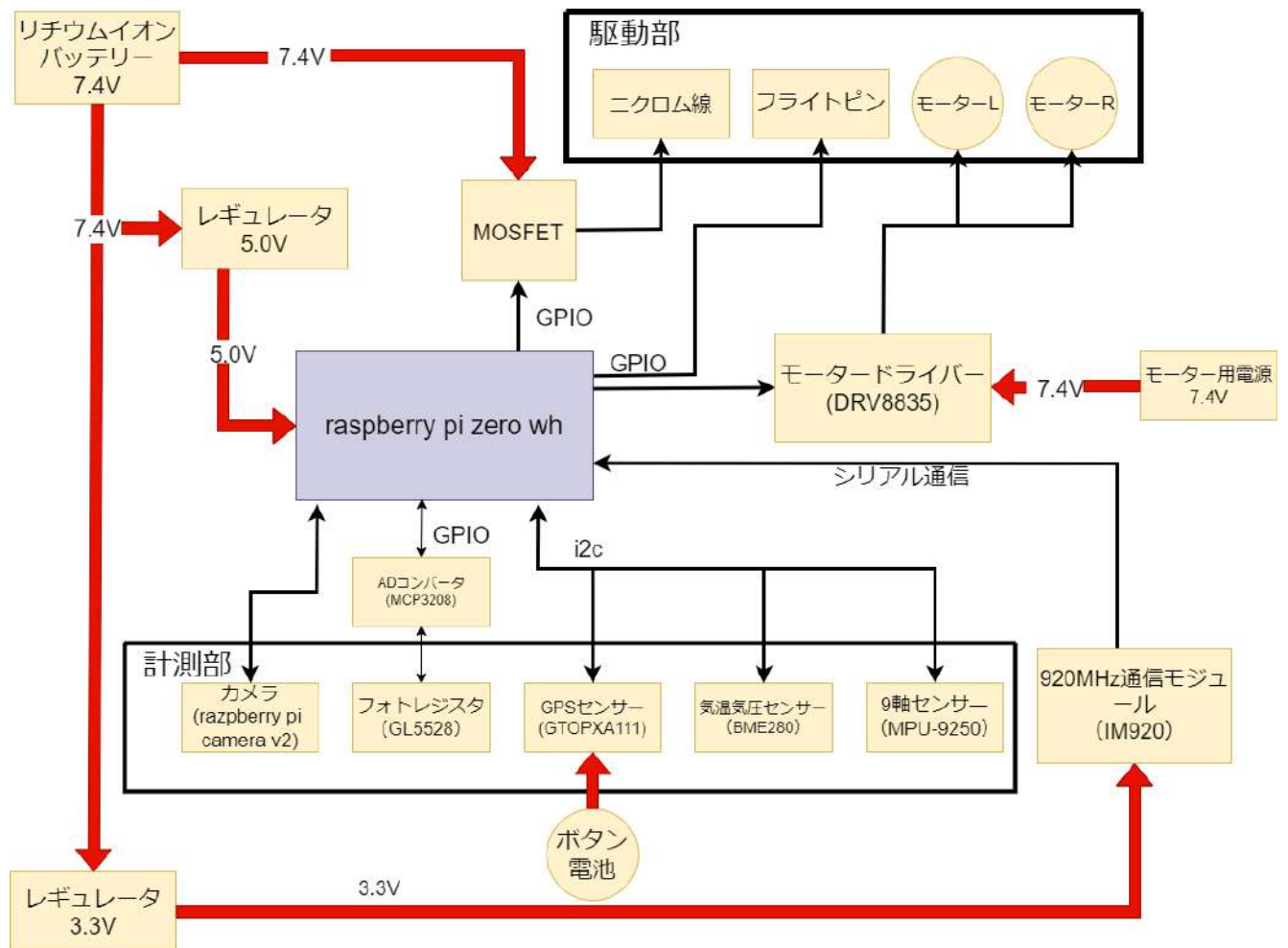


図4.3.1 機体システム図

システム図中の各種モジュールの役割については以下の表4.3.1に示す。

表4.3.1 各モジュールの役割

モジュール名	モジュールの役割
GPSセンサー	GPSデータを取得し、その情報を元に機体とゴールまでの方角・距離を算出する。
9軸センサー	機体の加速度を取得する。振動試験で使用する。
気温気圧センサー	温度・気圧のデータから高度計算をする。そのデータから高度を算出する。
カメラ	ゴール付近で写真を撮り、色認識を用いて最終的な誘導を行う。
ニクロム線	着地を確認した後、MOSFETに電流が流れ機体放出モジュールの電熱線を焼き切る。
フォトレジスタ	周囲の光の強度の変化を取得し、機体がキャリアから放出された事を検知する。
920MHz 通信モジュール	取得したGPSデータをPCに送信する。ロスト対策のために搭載。

また、以下に搭載機器のリストを示す。（表4.3.2）

表4.3.2 搭載機器リスト

物品名	型番	用途	URL
バッテリー	PACK18650-L35	電源	https://item.rakuten.co.jp/blackwolf/blac170101-3500/
Raspberry Pi Zero WH	Raspberry Pi Zero WH	マイコン	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-12961/
Raspberrypi camera module v2	913-2664	カメラ	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-10518/
温度気圧センサー	AE-BME280	データ計測用	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09421/
9軸センサー	MPU9250	データ計測用	https://strawberry-linux.com/catalog/items?code=12250
フォトレジスタ	GL5528	データ計測用	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gI-00110/
GPSセンサー	GTOP XA1110	データ計測用	https://www.switch-science.com/catalog/3540/
DRV8835	AE-DRV8835-S	モータードライバ	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09848/
920 MHz 無線モジュール	IM920c	データ通信用	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-10138/
レギュレーター (5.0V)	M78AR05-1	電源用	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-13536/
レギュレーター (3.3V)	OKI-78SR-3.3/1.5-W36-C	電源用	https://www.murata.com/ja-jp/products/product-detail?partno=OKI-78SR-3.3%2F1.5-W36-C
12bit 8ch ADコンバータ	MCP3208-CI/P	データ変換用	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gI-00238/

4.4 使用電源

バッテリーはKT1300/35-2Sを使用する。使用するバッテリーの外観と諸元一覧表を以下に示す。（図4.4.1, 表4.4.1）



図4.4.1 バッテリーの外観

表4.4.1 バッテリーの諸元

電圧	7.4 [V]
容量	1300 [mAh]
サイズ	幅34.0 [mm] x 奥行71.0 [mm] x 高さ15.0 [mm]
重量	72 [g]
連続放電レート	35 [C] (45.5 [A])
最大放電レート	70 [C] (91.0 [A])
バルancer端子	JST-XHタイプ装着済み

バッテリーにはリチウムポリマーバッテリーを用いるので安全対策を述べる。

輸送するときは図4.4.2, 4.4.3に示すリチウムポリマー電池収納用セーフティバッグである LIPO-SAFEに収納し輸送する。リチウムポリマー電池が衝撃により膨張・発火することが考えられるが、その際は tong で掴み、3~5%の食塩水が入ったバケツに入れることで対応する。



図4.4.2 リチウムポリマー電池収納用セーフティバッグの外観



図4.4.3 リチウムポリマー電池収納用セーフティバッグ

4.5 アルゴリズム

機体動作のアルゴリズムについて以下の図4.5.1に示す。

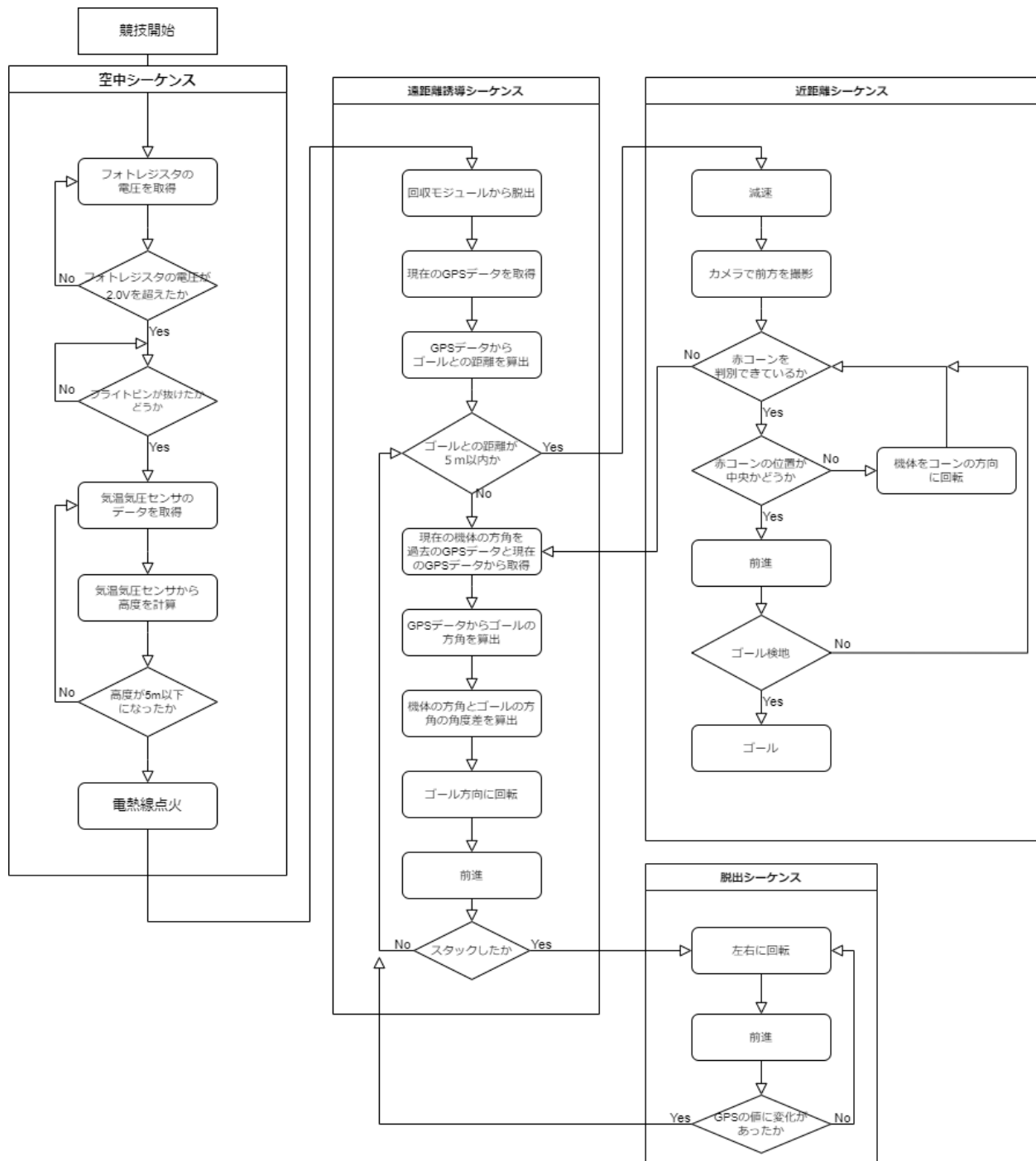


図4.5.1 機体動作のアルゴリズム

その他詳細なアルゴリズムについて以下に示す。

【空中シーケンス】

〈放出検知について〉

放出検知はフォトレジスタを用いた光検知を行う。今回使用するものはCdS（硫化カドミウム）を使用したフォトレジスタで、光の強さに応じて電気抵抗が低下する抵抗器である。明抵抗値が 10～20 kΩ、暗抵抗時が 1 MΩ になることを利用して、投下キャリア内では1.0V程度を出力し、投下後に 2.5 V 程度を出力するように回路を設計した。よって、フォトレジスタの電圧が 2.0 V を超えた事をマイコンで判別し投下検知をおこなう。

〈高度計算について〉

対流圏内（上空 11 [km] 以内）では以下の式を用いて高度を計算できる。機体に搭載された気温気圧センサーの値を元に高度を算出する。

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

h : 高度

P_0 : 基準点気圧

P : 測定気圧

T : 測定気温

【遠距離誘導シーケンス】

〈GPS誘導について〉

機体をGPSの値を元にゴールへ誘導する際に、機体の方角、機体からゴールへの方角、機体とゴールの距離はそれぞれ以下の式を用いて算出される。

- ・ 機体の方角

$$\theta_1 = \tan^{-1}(\frac{\Delta la}{\Delta lo})$$

Δla : n-1回目とn回目の誘導時の経度の差

Δlo : n-1回目とn回目の誘導時緯度の差

- ・ 機体からゴールへの方角

$$\theta_2 = \tan^{-1}\left(\frac{\Delta la_{goal}}{\Delta lo_{goal}}\right)$$

Δla_{goal} : ゴールと機体の経度の差

Δlo_{goal} : ゴールと機体の緯度の差

- ・ 機体とゴールの距離

ヒュベニの法則より, 機体とゴールの距離 D とすると

$$D = \sqrt{(A_y M)^2 + (A_x N \cos(P))^2}$$

A_x : 機体とゴールの経度の差

A_y : 機体とゴール緯度の差

R_x : 赤道半径

R_y : 極半径

P : 機体とゴールの緯度の平均

$$M = \frac{R_x(1-e^2)}{W^3} \quad : \text{子午線曲率半径}$$

$$N = \frac{R_x}{\sqrt{1-e^2 \sin^2(P)}} \quad : \text{卯酉線曲率半径}$$

$$e = \sqrt{\frac{R_x^2 - R_y^2}{R_x^2}} \quad : \text{第1離心率}$$

〈画像認識プログラム〉

GPSでゴール付近に近づいたことをプログラムで解析し, 5 m 以内になったところでカメラで撮影を行う. 撮影した画像から赤色部分を抽出し, 赤コーンの位置を算出する.

ここで, 今回製作した画像認識プログラムのシステムについて説明する. カメラが撮影した画像から赤色部分を抽出し, 赤色物体を黒の枠で囲いその抽出した部分の重心位置座標を算出し元の画像にプロットする. つまり, 画像に対してOpenCVのmoments関数を使用し輪郭をもとに重心位置座標を求めている. (重心位置座標: 画像の左上端を原点として右側へ横軸を x , 下側へ縦軸を y としたときのピクセル位置) そして, 赤色物体の重心位置座標の値を返すことで機体が確実に赤色物体を認識していることをこちら側から確認できるようにした.

以下に画像処理プログラムredcorn.pyの概要を示す.

ベース画像の読み込み (図4.5.2)



画像の色をHSV形式に変換



赤色を指定 (図4.5.3)



赤色とそれ以外の色で2値化した画像を作成



作成した画像を読み込む



読み込んだ画像の重心位置座標、輪郭を取得 (図4.5.4)



ベース画像に重心位置座標、輪郭をプロットして保存

なお, HSVの色指定方法については資料 [2] を参考にし, 具体的な値を決めた.



図4.5.2 ベース画像

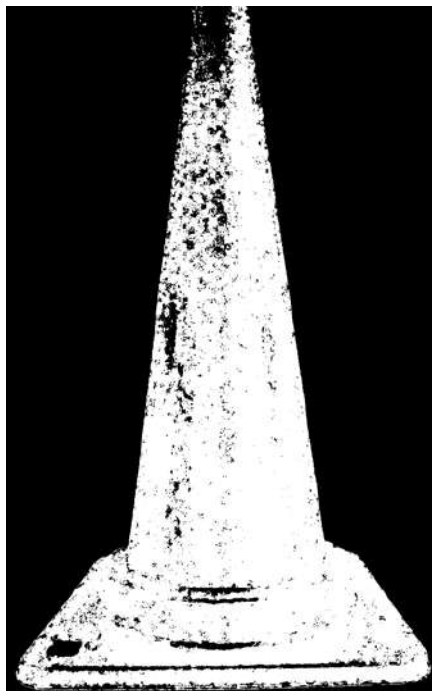


図4.5.3 赤色の領域だけを選択した画像



図4.5.4 コーンの輪郭を取得した画像

参考資料

- [1] Python+OpenCVで重心を求める, 望月優輝, <https://cvtech.cc/pycvmoment/>
- [2] hsv hsl 色相 色見本 一覧, Web色変換, <https://colorcodesearch.com/hsv-hsl/>
- [3] #FB1408, カラーサイト.com, <https://www.color-site.com/codes/FB1408>

第5章 試験項目設定

番号	検証項目名	対応する自己審査項目の 要求番号(複数可)	実施日 (予定日)
V1	質量試験	S1	6/18
V2	機体の収納・放出試験	S2	6/25
V3	準静的荷重試験	S3	7/12
V4	振動試験	S4	6/22-24, 8/5
V5	分離衝撃試験	S5	7/12-19
V6	開傘衝撃試験	S6	8/3
V7	パラシュート投下試験	S7	7/10
V8	着地衝撃試験	M2	7/1
V9	走破性能に関する試験	M4	7/13
V10	ゴール検知試験	M6, M7	7/4-5
V11	End-to-End試験	S11, M1, M5, M8	7/12-19, 8/5
V12	長距離通信試験	S8	7/9-17
V13	制御履歴レポート試験	M9	7/12-19
V14	パラシュート分離試験	M3	7/8
V15	通信電源ON/OFF試験	S9	7/9-17
V16	通信チャンネル変更試験	S11	7/17

第6章 実施試験の内容

(V1) 質量試験

【目的】

CanSatとパラシュートを合わせた質量が規定質量である 1050 [g] 以下を満たすことを確認する。

【試験内容】

CanSatとパラシュートを質量計で計測をし、レギュレーションに記載されている質量 (1050 [g]) 以下であることを確認する。

【結果】

試験結果を表6.1.1に示す。

表6.1.1 質量試験結果

回	機体本体 [g]	回収機構 [g]	総重量 [g]
1	687	210	899 (※897)
2	644.5	220.0	864.5 (※864.5)

※機体本体と回収機構の重量を足し合わせた値。同時に計測した総重量と比較して誤差は確認されなかった。



図6.1.1 機体本体の重量（2回目）



図6.1.2 回収機構の重量（2回目）

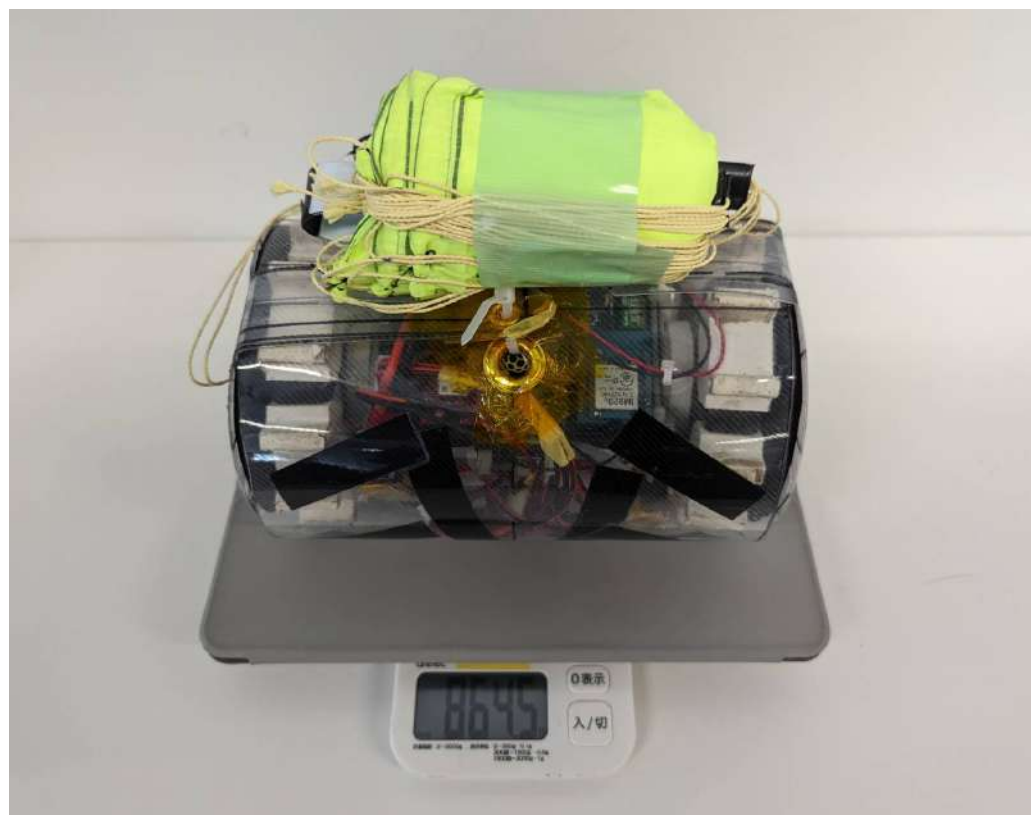


図6.1.3 回収機構と機体の重量（2回目）

【考察】

回収機構の質量を含めたCanSatの総重量がレギュレーションを満たしていることが分かった。

(V2) 機体の収納・放出試験

【目的】

CanSatを収納した機体収納用モジュールがキャリアに収納でき、自重で放出できる事を確認する。

【試験内容】

CanSatを機体収納用モジュールに収納し、またパラシュートを畳んだ状態でキャリアに収納する。その後、自重でキャリアから放出させる。

【結果】

表6.2.1に示すように、CanSatをキャリアに収納後、自重で放出できることが3回中3回確認できた。機体は以下の図6.2.1、図6.2.2のようにキャリアに収まっている。

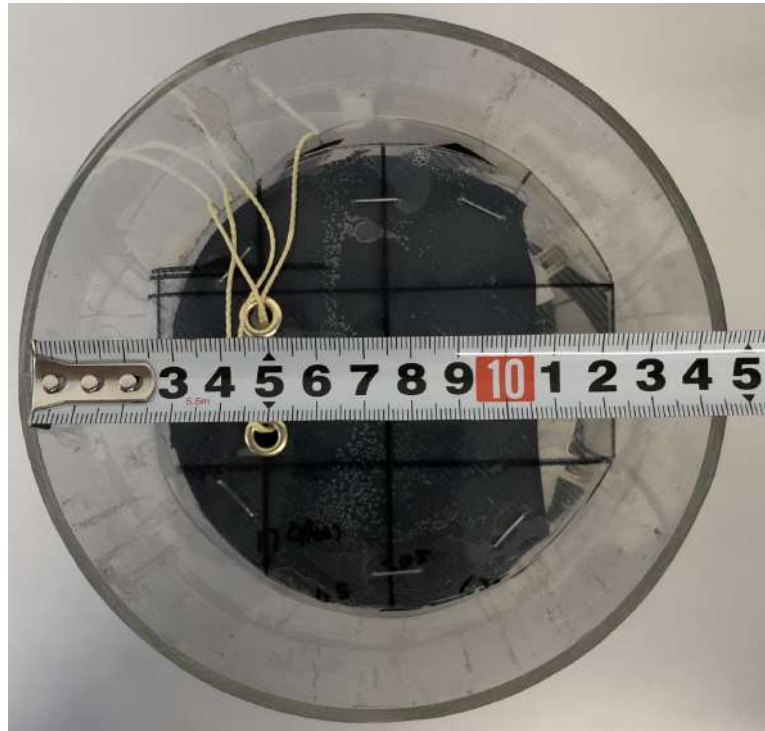


図6.2.1 収納状態 1



図 6.2.2 収納状態 2

表6.2.1 キャリア放出試験の結果（再実験）

回数	実験動画	放出判定
1	https://youtu.be/ubYXK2ZxS6E	自重で放出できた
2	https://youtu.be/DVnyA_iL6pY	自重で放出できた
3	https://youtu.be/_htcEmyTjao	自重で放出できた

【考察】

以上より機体がレギュレーションの要求項目を満たし、収納および放出ができることが示された。

(V3) 準静的荷重試験

【目的】

ロケットのペイロードとして、機体本体を想定する。また、打ち出し時にかかると予想される準静的荷重に機体本体が耐えうることを確認する。

【試験内容】

CanSatがロケット打ち上げ時に掛かる静荷重を受けた後、静荷重に機体本体が耐えうることを確認する。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、腕を地面と水平にしたときを軸とし袋を回転させた。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 10 [G] である。よって、静的荷重 10 [G] を10秒間以上機体に与えた。その後、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] を腕と袋の長さ、 ω [rad] を角速度として向心方向の加速度は $r = 1.2$ [m], $\omega = 3$ [rad] (10秒間に15回転)

$$a = \frac{r\omega^2}{9.81} = \frac{1.2 \times (3\pi)^2}{9.81} \approx 10.8 \text{ [G]}$$

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かけ実験が行える。

【試験結果】

試験結果を表6.3.1に示す。

表6.3.1 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・回収部に破損や不具合なし	https://youtu.be/n982ynxsb3U

また、取得した加速度のデータを図6.3.1で示す。

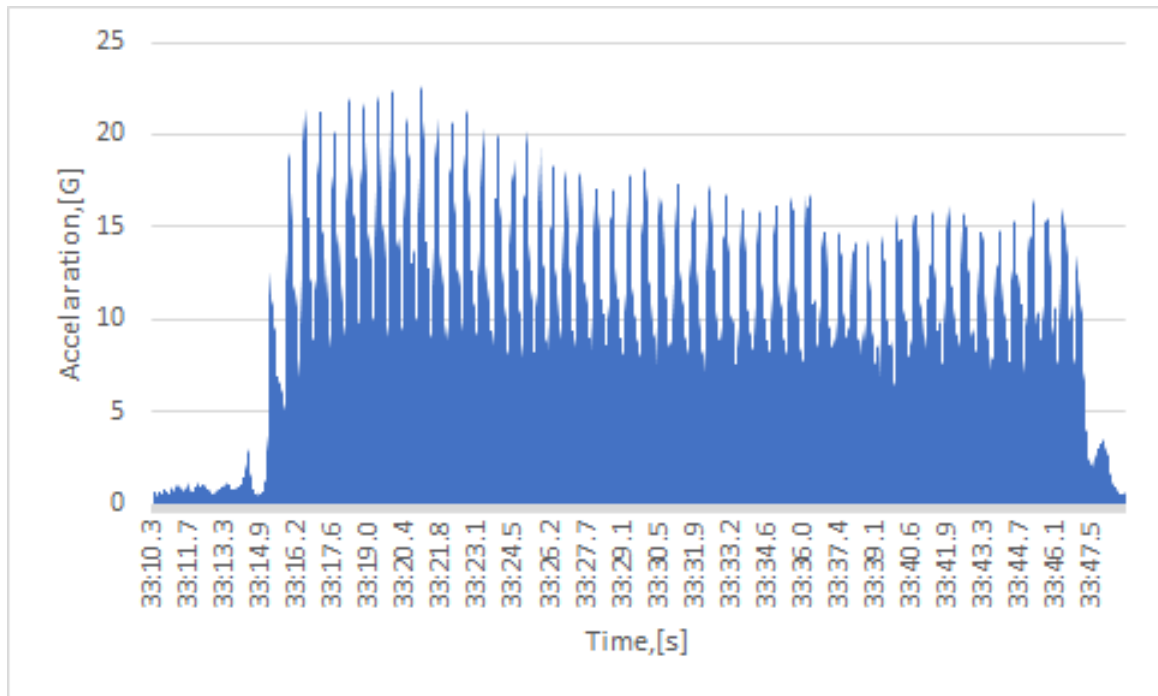


図6.3.1 準静的荷重試験で機体が受けた加速度（1回目）

【考察】

以上より、レギュレーションに準拠する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。

(V4) 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】

振動試験器を用いてCanSat及び減速機構を加振する。その後、CanSatを自作キャリアから取り出し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] のスイープ振動、15 [G] の振動加速度をかける。

【結果】

室蘭工業大学 機械力学研究室（松本大樹 講師）の加振機（IMV Coporation VE-3202）で振動実験を行った。結果を表6.4.1に示す。

1 回目は周波数を30 [Hz]から約2000 [Hz]に変化させたが, 2, 3回目は, 30 [Hz]→2000 [Hz]→30 [Hz]に変化させた. すなわち, 周波数減少の過程も試験条件に加えた.

表6.4.1 振動試験結果

実験回数	結果	機体状況	URL	
1回目	○	機体・電装部・回収部に破損や不具合なし	https://www.youtube.com/watch?v=dHNc69WSQq4	
2回目	○	機体・電装部・回収部に破損や不具合なし	https://youtu.be/uW4jhdqEWWo	https://youtu.be/FGL4oV0uAjA
3回目	○	機体・電装部・回収部に破損や不具合なし	https://youtu.be/WrLZvBR1OJY	https://youtu.be/TU1zEMwb-lQ

また, 実験より得られた加速度のデータを図6.4.1~3で示す.

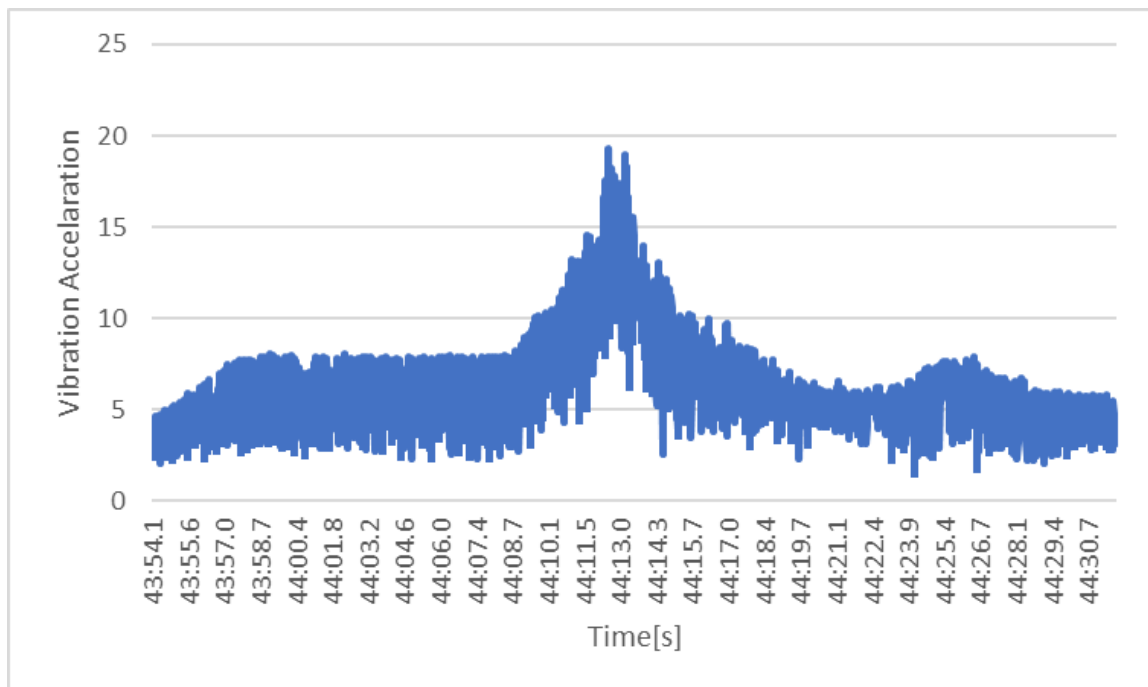


図6.4.1 振動加速度のデータ (1回目)

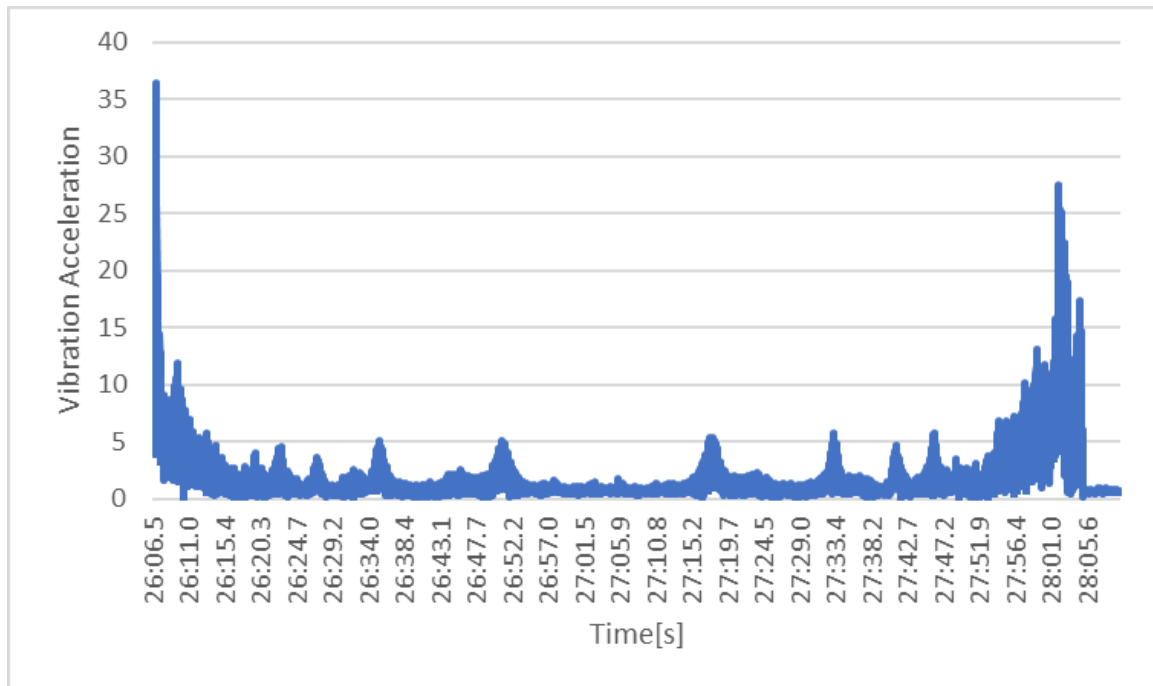


図6.4.2 振動加速度のデータ（2回目）

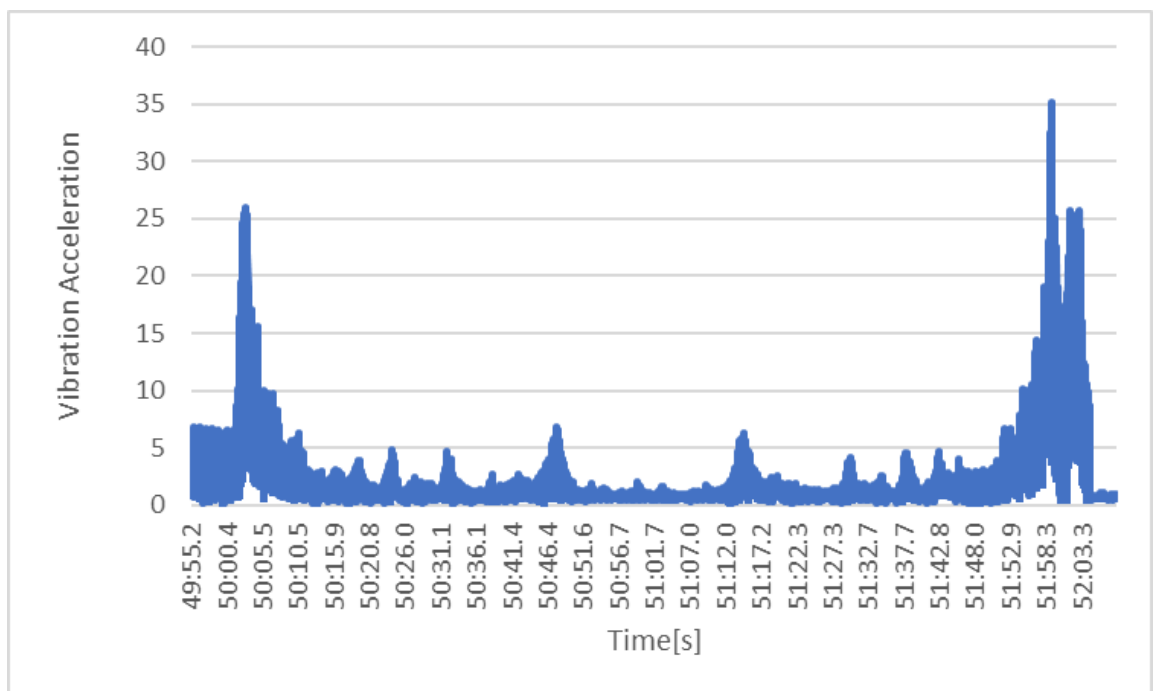


図6.4.2 振動加速度のデータ（3回目）

【考察】

1, 2回目の振動試験では明確な破損の確認について動画内で触れられていなかった。したがって, 3回目の実験では, 分離→走行開始までの動作確認を行った後に, 機体のねじのゆるみ, 破損, 損傷部分がないかの確認, 電装部のセンサ類の破損, 損傷部分がないかの確認, 回収機構部の破損, 損傷部分がないかの確認を行った。結果として, レギュレーションに準拠する条件で加振しても, 機体に破損や不具合無い事が示された。

以上より, レギュレーションに準拠する条件で加振しても, 機体に破損や不具合無い事が示された。

(V5) 分離衝撃試験

【目的】

CanSatがロケットから空中に放出され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。

【試験内容】

1. CanSatをボイド管に収納し, 紐でボイド管をくくる。また, 建物の一部へ結び付ける。
2. ボイド管を投下し, ロケットからの分離衝撃を再現する。
3. 衝撃を加速度センサーを用いて計測する。
4. CanSatをボイド管から取り出し, 機体収納用カバーの展開, 機体本体の走行を行いCanSatの機能の評価をする。

【結果】

以下に結果を表6.5.1としてまとめた。また, 試験動画をURLとして添付した。実測した鉛直方向の衝撃値を以下の図6.5.1-2のグラフに表す。

表6.5.1 分離衝撃試験動画

回数	手順	実験動画	補足事項
1	投下	https://youtu.be/IL2piUQ8JjE	—
	CanSat走行性能確認	https://youtu.be/3pZIPICnKUI	走行性能に問題なし
2	投下	https://youtu.be/mUJtOpigbZU	—
	CanSat走行性能確認	https://youtu.be/aqN8GsFRPkM	走行性能に問題なし

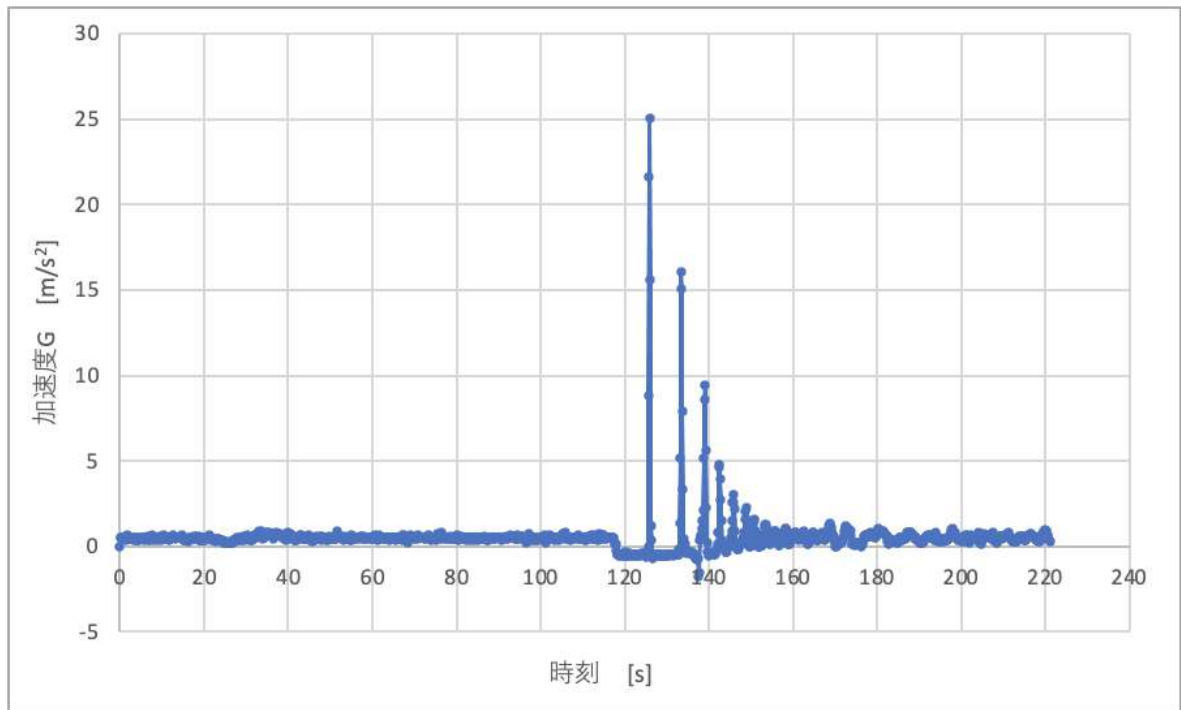


図6.5.1 投下1回目の衝撃

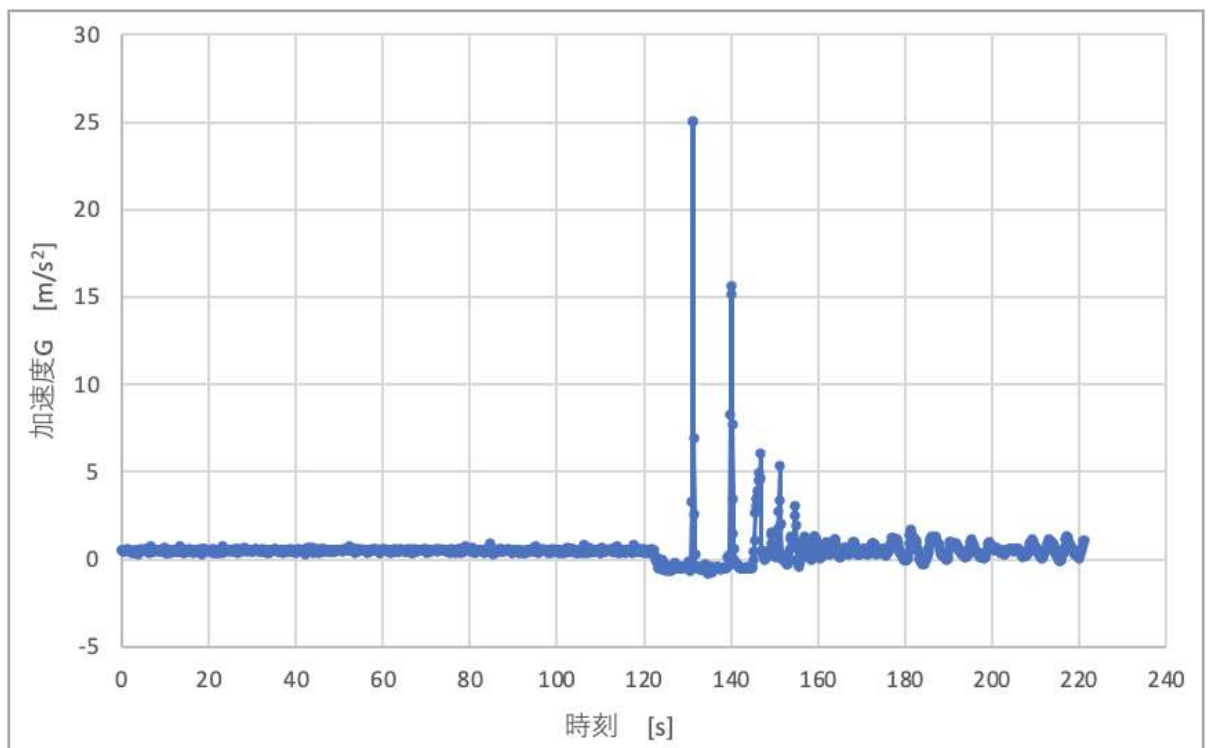


図6.5.2 投下2回目の衝撃

【考察】

CanSatが実測に得られた分離衝撃約25 [G]に耐え、機体本体の走行の性能に問題ないことが分かった。

(V6) 開傘衝撃試験

【目的】

CanSatがロケットから空中に放出後、開傘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。

【試験内容】

1. CanSatを加速度データロガーを付けた機体収納用モジュールへ収納する。
2. キャンピー側のパラコードの付け根よりやや上を持った状態で、CanSatを投げ下ろす（数回投げ下ろしを行う）。
3. 衝撃を加速度センサーを用いて計測する。
4. CanSatから、加速度データロガーを取り外す。
5. 遠隔操作によって、CanSatと回収機構の分離および走行を行い、開傘衝撃に対してCanSatに耐久性があることを示す。

【結果】

本実験では4回の投げ下ろしを行なった。

以下に結果を表6.6.1としてまとめた。また、試験動画をURLとして添付した。実測した鉛直方向の衝撃値を以下の図6.6.1のグラフに表す。

表6.6.1 開傘衝撃試験動画

実験動画	試験結果
https://youtu.be/NipTKK3i1OM	問題なく回収機構を分離、CanSatの走行ができた。

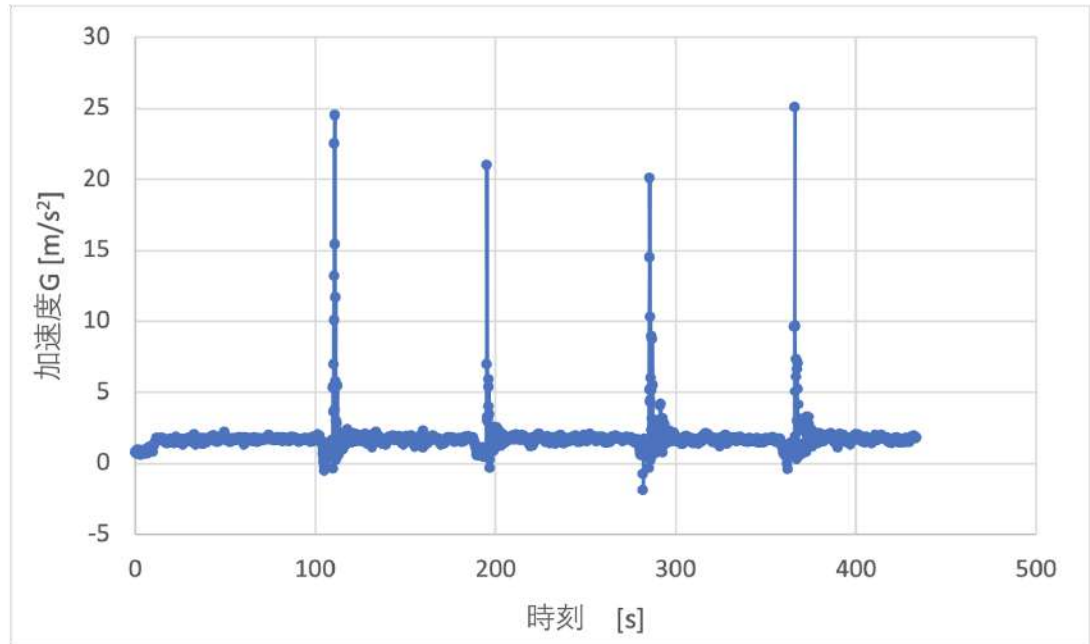


図6.6.1 開傘衝撃

【考察】

CanSatが実測で得られた開傘衝撃約25 [G] に耐え，回収機構及び機体本体の走行の性能に問題ないことが分かった。

(V7) パラシュート投下試験

【目的】

1. パラシュートが開傘し，減速していること
 2. 終端速度が 5 ~6 [m/s] 程度に収まっていること
- の2点を確認する。

【試験内容】

投下地点の高度 25.2 [m]から1 [kg]の錘つけたパラシュートをキャリアから放出し，降下の様子を動画で記録する。

【結果】

本実験では，合計4回投下した．以下に試験結果を表6.7.1にまとめた．（試験動画をURLとして添付）．

表6.7.1 投下試験結果

回数	結果	終端速度 [m/s]	失敗判定理由	試験動画URL
1	成功	6.02	—	https://youtu.be/79OinrXIJ28
2	成功	5.23	—	https://youtu.be/WLATMfPX0eI
3	成功	5.83	—	https://youtu.be/9TQIfx15Sk
4	成功	5.82	—	https://youtu.be/s8pDzywn8QU

〈実験場所と終端速度の算出方法〉

ここでは、投下3回目のデータを用いて終端速度の算出方法を示す。撮影した動画からImageJを用いてパノラマ画像を作成した。写真の時間間隔は0.3 [s]である。距離測定ソフトclick measureを用いて、赤い矢印間を求めると、約1.75 [m]であった。また、黄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5.83 [m/s]に達する。

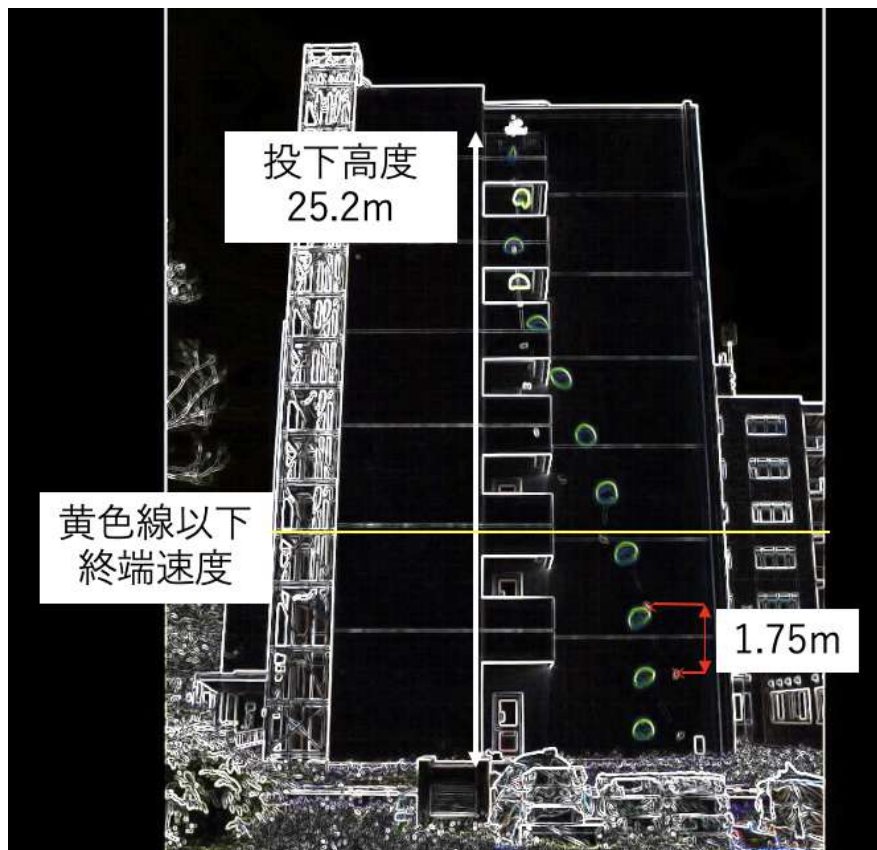


図6.7.1 終端速度算出法

【考察】

4回中4回パラシュートが開傘し、減速しており、終端速度も概ね 5~6 [m/s] に収まっている。したがって、パラシュートが要求項目を満たしていることが分かる。

次にパラシュートの降下速度の設計値と実測値の差について考える。実測された終端速度の最大値が 6.02 [m/s] であり、設定した終端速度 5.0 [m/s] よりやや速い。すなわち、設計値に対して実測が上回っている。これは、本実験に使用した錘は1 [kg] であるのに対し、パラシュート設計の際に使用した機体重量は0.90 [kg]であり、実験で使用した錘が0.1 [kg]重かったためだと考えられる。その他、製作精度、抗力係数、風量、風向などによる影響も考えられる。

(V8) 着地衝撃試験

【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/解析概要】

以下のI~IIIの手順で試験を実施する。

I. 機体ダミーを用いて、平均接触時間を測定

1. 落下衝撃で破損したら痛手なもの（モーター、基盤類）を除いて機体ダミーを製作する。
2. 終端速度より、 $h = \frac{v^2}{2g}$ の式に代入。求めた h の高さから機体ダミーを落下する。
3. 定点撮影を行い、連続写真で、カメラのフレームレートと連続写真の枚数より、平均接触時間を算出する。

II. (Iで求めた平均接触時間を用いて) シミュレーションを実行 シミュレーション結果より荷重に機体が耐えることを確認する。

III. 実際の着地衝撃と同等の着地衝撃を得られる高さ h より機体を落下

パラシュートの終端速度を力学的エネルギー保存の式に用いて、高度 h を求め、実際に高さ h より落下させ、分離→走行開始までのシーケンスを問題なく行えるか確認する。

【試験 I の試験内容の詳細と結果】

〈試験 I の試験内容の詳細〉

以下の図6.8.1と図6.8.2に実験で用いた機体ダミー概観図を示す。



図6.8.1 機体ダミー概観図

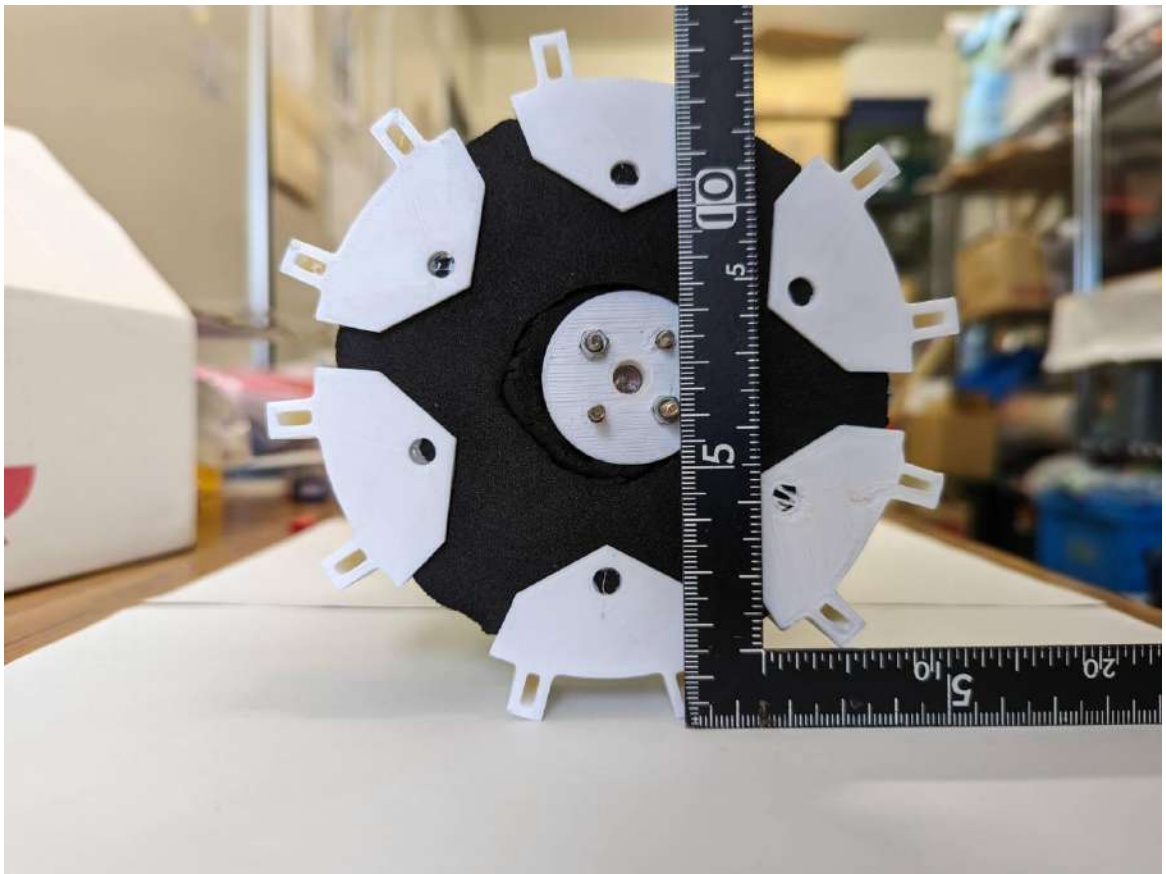


図6.8.2 機体ダミー側面図

本実験では $v=10.87[\text{m/s}]$ を終端速度として用いる。また、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

$$h = \frac{v^2}{2g}$$

である。したがって、 $v=10.87[\text{m/s}]$, $g(\text{重力加速度})=9.81[\text{m/s}^2]$ より

$$h = 6.024 [\text{m}]$$

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。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。

〈試験Ⅰの試験結果〉

以下の図6.8.3-7に機体ダミーの落下の実験結果を示す。

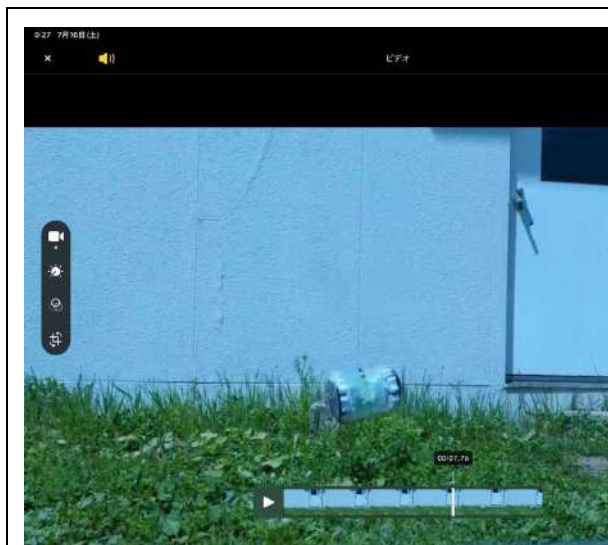


図6.8.3 $t = 7.76$

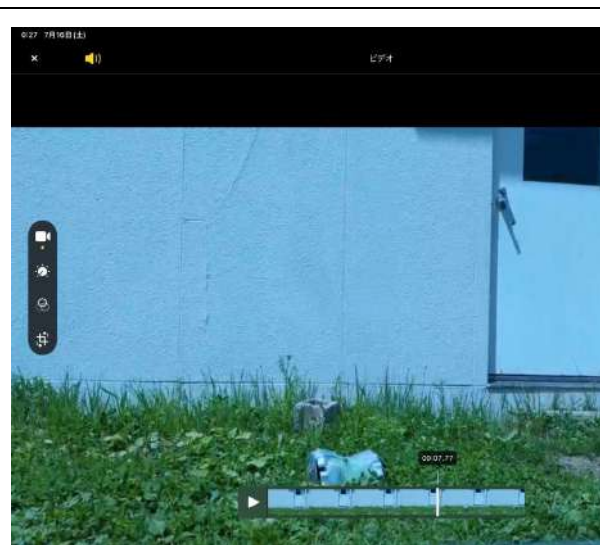


図6.8.4 $t = 7.77$

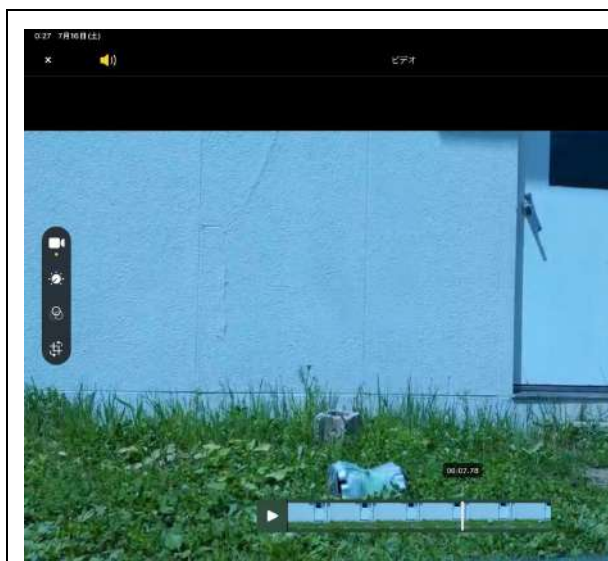


図6.8.5 $t = 7.78$

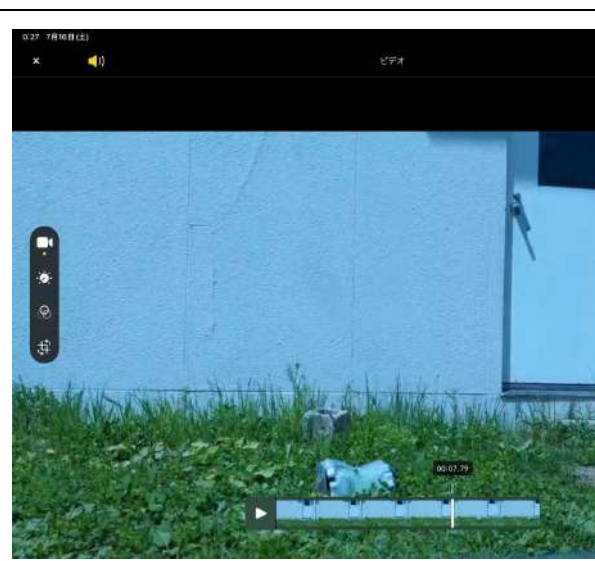


図6.8.6 $t = 7.79$



図6.8.7 $t = 7.80$

以上より $t=7.77$ [s]から $t=7.79$ [s]で地面と接触していることが分かる。したがって、今回の機体本体の地面との接触時間は0.03 [s]とする。

【試験Ⅱの解析内容の詳細と結果】

Fusion360の解析機能を用いてシミュレーションを行うにあたり、まず落下時にかかる衝撃の値を求める。今回の機体本体の終端速度はパラシュート投下試験の平均終端速度の結果より9.66 [m/s] を用いた。また、機体本体の重量を0.58 [kg] とし、機体ダミーによる試験Ⅰの結果から接触時間は0.03 [s] とした。

まず、運動量と力積の関係から

$$F \times \Delta t = mv$$

より

$$F = 0.58 \times \frac{9.66}{0.03} = 186.76 \approx 187[N] \quad (1.1)$$

よって、 $F = 187 [N]$ が得られる。

これより、タイヤの地面と接触する曲面に対して機体下面から垂直な方向に187 [N] (式1.1より)の衝撃をかけた時の解析結果を図6.8.8に示す。なお、解析は軸受4箇所をX, Y, Z軸で拘束し、メッシュは2次要素で生成した。

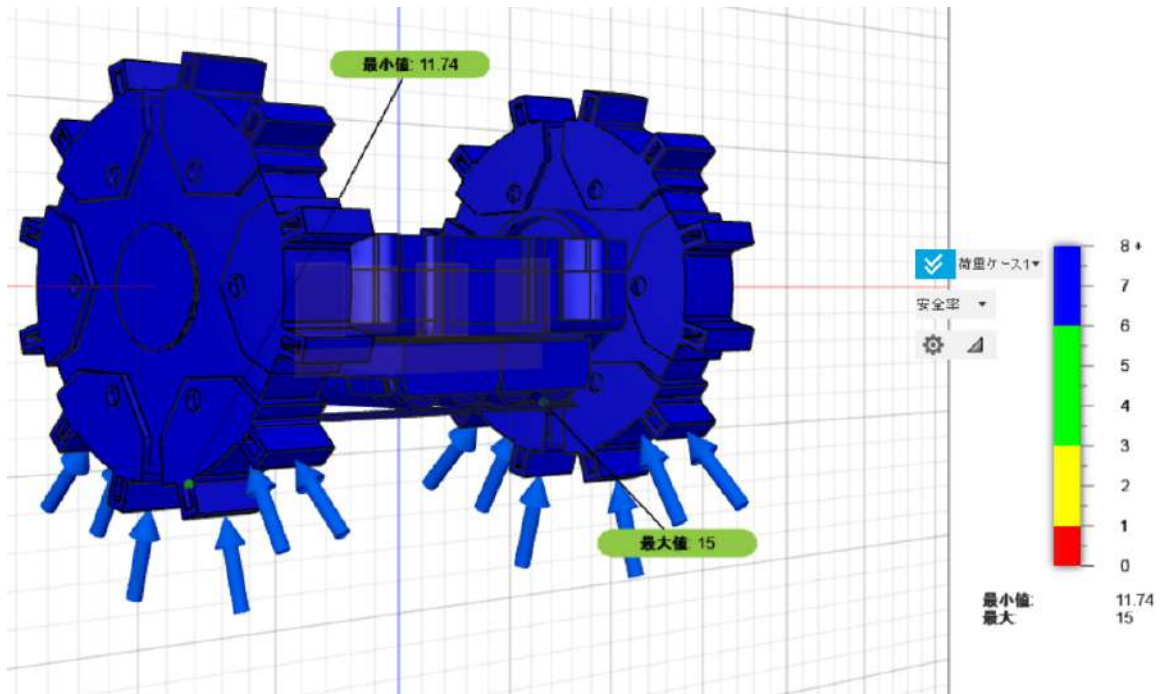


図6.8.8 着地衝撃に対する強度解析（安全率）

ここで、先ほど算出した衝撃荷重から最大応力を求めるために着地時にタイヤが地面と接する面積を幾何学的に求める。図6.8.9のように、タイヤが着地面と接触し潰れた際

，真上から見た接触面が長方形になると仮定する．また，タイヤは単純化するために突起を除いて計算する．

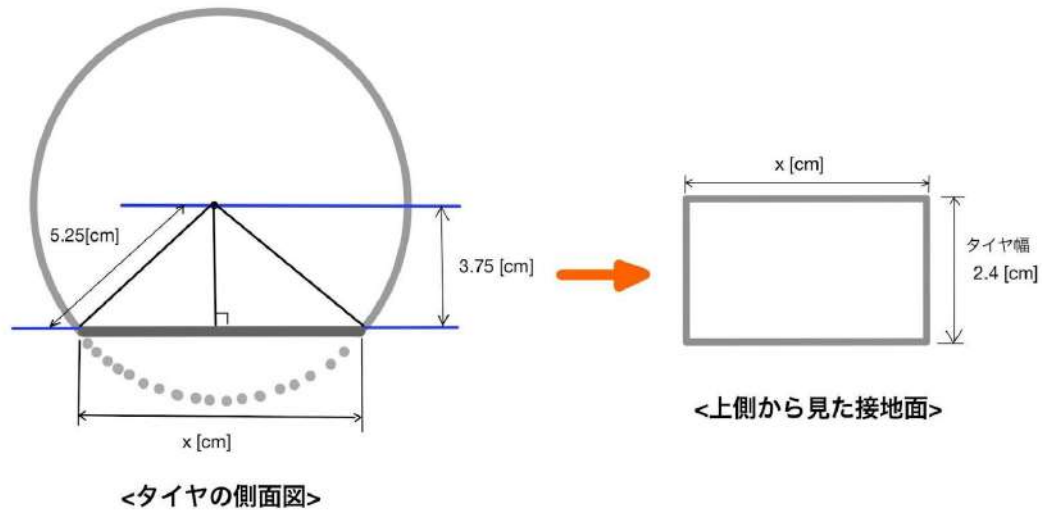


図6.8.9 着地時におけるタイヤの変形の概要

長方形の横の長さをX [cm] とおき，地面垂直方向から見たタイヤ半径が3.75 [cm] になるまで変形したとみなす．タイヤの半径は5.25 [cm] であることから，三平方の定理を用いて

$$(5.25^2 - 3.75^2)^{\frac{1}{2}} = \frac{X}{2} = 3.6742326... \approx 3.67 \text{ [cm]}$$

すなわち $X=7.34 \text{ [cm]}$ と表される．

また，機体のタイヤの幅は2.40 [cm] あるから，接地面積は

$$7.34 \text{ [cm]} \times 2.40 \text{ [cm]} = 17.616 \text{ [cm}^2] \approx 1.76 \times 10^{-3} \text{ [m}^2] \quad (1.2)$$

と表すことができる．

以上より，着地時にタイヤにかかる応力は 式(1.1)，(1.2)を用いて，

$$187 \text{ [N]} \div 1.76 \times 10^{-3} \text{ [m}^2] = 106250 \approx 0.106 \text{ [MPa]} \quad (1.3)$$

であることがわかった．

次に、着地時のシャフト（図6.8.10）の耐久性について調べるために、片持ち丸棒の曲げモーメントの公式を用いて最大応力を求める。荷重の大きさについては、衝撃分布荷重が直接シャフト全体にかかったと仮定し、これがシャフトの破断応力を下回れば耐久性は十分であると判断する。

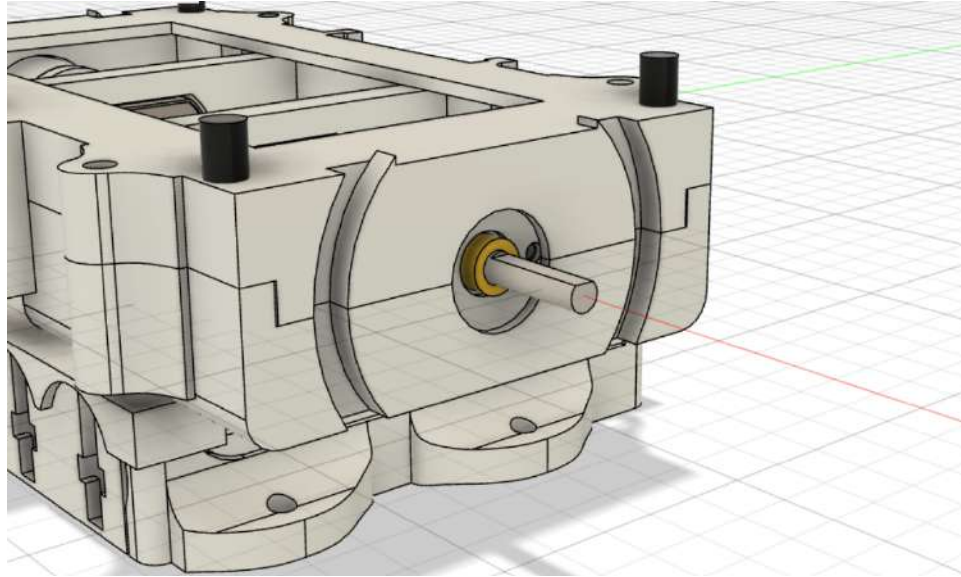


図6.8.10 シャフトの外観

まず、今回用いたシャフトの諸元および(1.1)から

- ・ 直径： $d = 4.0$ [mm]
- ・ 長さ： $l = 12.5$ [mm]
- ・ シャフトの材質（SUS304）のヤング率： $E = 193$ [GPa]^{※1}
- ・ 衝撃荷重： $P = 187$ [N]

であり、シャフトの最大曲げモーメント M_{max} とおいたとき、

$$M_{max} = \frac{Pl}{2}$$

で表せる。ただし、分布荷重を集中荷重に置き換え、荷重位置をシャフトの中心に設定して計算を行った。

また、落下時にシャフトに加わる最大応力 σ_{max} は式 (1.4) で表せるから、

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max}}{Z} = \frac{16Pl}{\pi d^3} \quad (1.4)$$

(Z：断面係数)

これより,

$$\sigma_{max} = 186 \text{ [MPa]} \quad (1.5)$$

が得られる.

シャフトの材質であるSUS304は降伏点が存在しないため、荷重を除いた際に残るひずみが0.2%となる時の応力を降伏点とする. このとき、資料※¹より、SUS304の耐力(0.2%)=205 [MPa] である.

また、同じ条件でシャフトに鉛直下向きに荷重211 [N] を与え、Fusion360を用いたシミュレーション機能でも解析を行った.

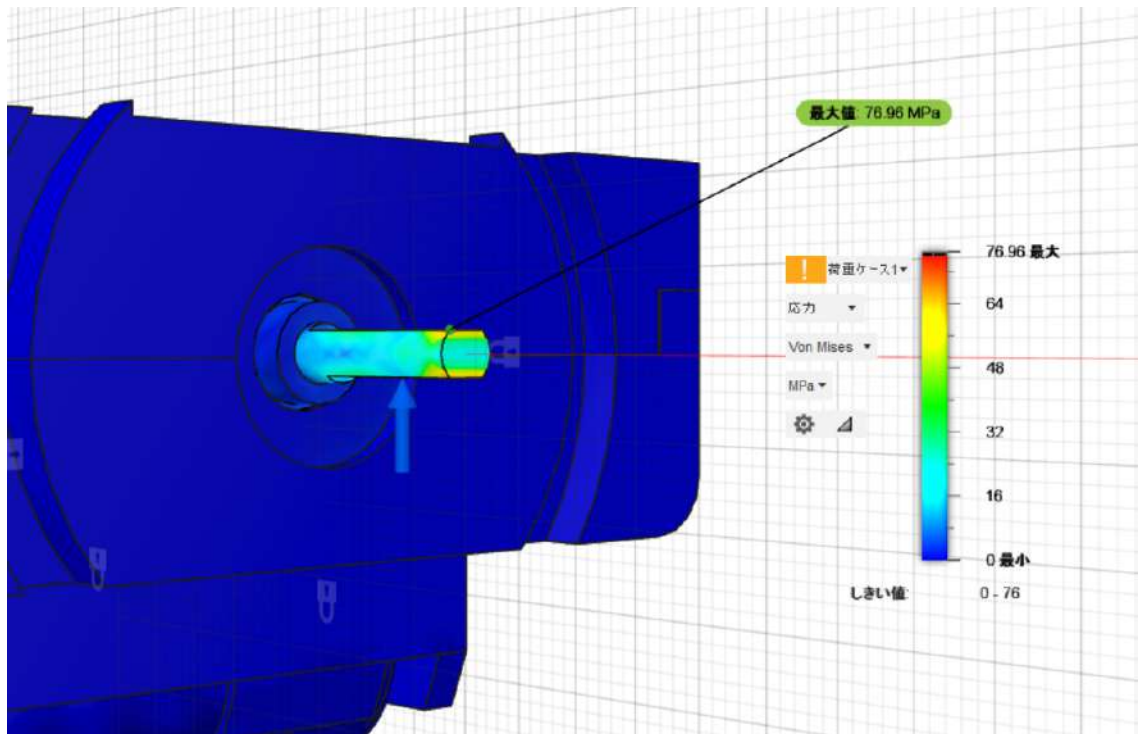


図6.8.11 シャフトに対する強度解析（最大フォンミーゼス応力）

〈試験Ⅱの考察〉

1. 図6.8.8より機体の最小安全率は11.7であり機体が破損する可能性は低いと考えられる。しかしやや過剰設計であると考えられるため、使用素材の見直しや更なる軽量化が必要である。
2. 式(1.3)から着地時にタイヤに加わる圧力0.120 [MPa] は、タイヤの突起に用いたABS樹脂の圧縮強さ45～52 [MPa]^{※2}を下回る。また、タイヤ本体の素材であるNRスポンジの25% 圧縮荷重は0.294～0.588 [MPa]^{※3}であり、これは着地時のタイヤに加わる圧力より小さい値であったため、本機体のタイヤは破損の恐れがないことが確認された。
3. シャフトの耐久性については式(1.5)より、落下時にシャフトに加わる最大応力 $\sigma_{\max} = 186$ [MPa] であった。また、図6.8.11に示すシミュレーションによる強度解析の結果から最大フォンミーゼス応力 77.96 [MPa] が得られた。これらはともに SUS304の耐力(0.2%)=205 [MPa] を下回ったため、シャフトの強度は十分であると判断できる。

以上より着地衝撃に対して機体本体は落下時には破損しないことが示された。

参考資料

※1 ステンレス協会, 1 基礎編 [pdf\(jssa.gr.jp\)](http://pdf.jssa.gr.jp)

※2 株式会社KDA (物性表)1
https://www.kda1969.com/materials/pla_mate_abs2.htm

※3 東邦工業ゴム株式会社
http://www.tohogomu.co.jp/products/gum_sponge/gum_sheet/

【試験Ⅲの試験内容の詳細と結果】

〈試験Ⅲの試験内容の詳細〉

本試験ではパラシュートの終端速度から力学的エネルギー保存の式を用いて高度hを求めた後、実際に高さhより落下させ、分離→走行開始までのシーケンスを問題なく行えるか確認する。

パラシュートの終端速度を 6 [m/s] すると力学的エネルギー保存の式に用いて、高度hは次式(1.6)により求められる。

$$\begin{aligned} mgh &= \frac{1}{2}mv^2 \\ h &\approx 1.835 [m] \end{aligned} \quad (1.6)$$

ここで、終端速度に関して、誤差が大きい方に振れた場合を想定し、予想される着地衝撃よりも大きい衝撃を本番機体に加えるため、高さ 1.83 [m], 2.0[m], 2.5[m] 地点 の計3回に分け本番機体を落下させることとする。

以上より、本試験では計3回にわたる落下試験より本番機体を落下させ、予想される

着地衝撃よりも大きい着地衝撃に機体が耐え、問題なく走行開始できることを証明する

〈試験Ⅲの結果〉

以下の表6.8.1に着地衝撃試験結果を示す。

表6.8.1 着地衝撃試験結果

実験回数	h [m]	機体状況	結果	URL
1	1.83	分離，走行開始に成功	○	https://youtu.be/sMOIzwLNv3A
2	2.0	分離，走行開始に成功	○	https://youtu.be/h2YkMauHxmA
3	2.5	分離，走行開始に成功	○	https://youtu.be/HCs4MAGFUwA

〈試験Ⅲの考察〉

3回の実験のいずれにおいても，機体収納用モジュールから分離し，走行開始までのシーケンスを問題なく行うことができた．それに加えて，電装部品のセンサの動作確認も行い，正常な動作を確認できた．したがって，今回の機体本体は予想される着地衝撃よりも大きい荷重に耐え，ARLISS実験当日でも，問題なく動作する能力を有することが確認された．

(V9) 走破性能に関する試験

【目的】

今回の試験では，フィールド上でスタックせず走行できることを確認することに加え，走行機体のスタック脱出の限界値を調べ，ARLISSフィールドコンディションに対応できる走行機体を製作することを目標とする．

【試験内容】

ARLISSフィールド上で考え得るハードウェア上のスタックを想定し，各スタックを脱出できるかを確認する．成功尺度は走行機体が地面と平衡状態に達し，通常走行を開始できることとする．

実験内容は以下のa～d（図6.9.1-5）である．



図6.9.1 3~4 [cm] 級段差の横断 (a-1)



図6.9.2 3~4 [cm] 級段差の横断 (a-2)

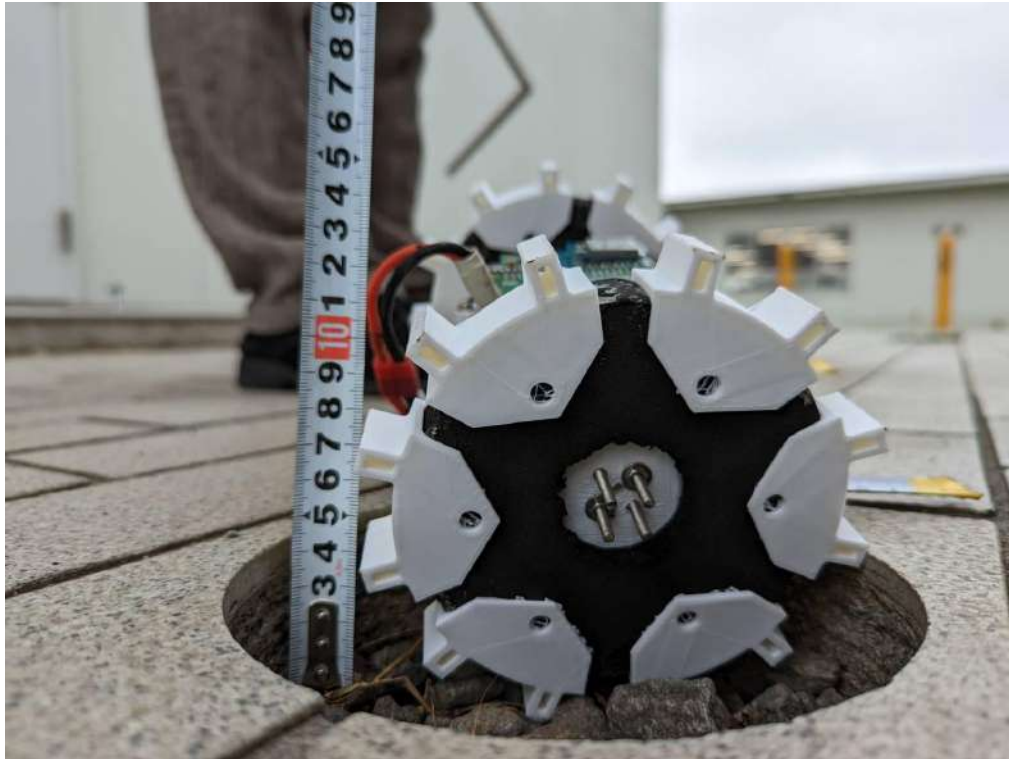


図6.9.3 片側車輪の3～4 [cm] 級段差落輪を想定したスタック脱出 (b)



図6.9.4 6 [cm] 級段差の横断 (c)



図6.9.5 ARLIS2022Sフィールドを想定したフィールド走行（砂場）(d)



図6.9.6 ARLISSフィールド内の50[mm]程度の車の轍を想定した走行(e)
【結果】

試験結果を表6.9.1に示す。

表6.9.1 走破性能に関する試験結果

項目	結果	スタックの原因	URL
a-1	○	-	https://youtu.be/Ip0kE4l2D3E
a-2	○	-	https://youtu.be/gX8jELvzgZc
b	○	-	https://youtu.be/aOUFOBD4wrE
c	×	タイヤ形状, トルク不足	https://youtu.be/CX6ciclRAEY
d	○	-	https://youtu.be/0BOCRRi81Sg
e	○	-	https://youtu.be/v_TO6y4an7k

【考察】

a. 問題なく走破成功した。これにより、機体本体は3~4 [cm] 級段差の横断能力を有すると言える。

b. 問題なく脱出完了した。これにより機体本体は片側車輪の3~4[cm] 級段差落輪を想定したスタック脱出の能力を有すると言える。

c. 機体本体がその場で空転し段差の横断が不能であった。タイヤの直径が 130 [mm] 程度で設計を行ったのだが、段差の高さがタイヤの半径に近いので、段差を横断することは難しいと判断した。トルクとタイヤの形状で今回の条件の段差を超えることを達成できるのではないかと仮説が立った。

d. 砂地での走行試験は、地面に砂を撒いて簡易的な砂地を再現した。タイヤ側のシャフトホルダーに付属するカバーを取付けた（図4.2.4参照）ことで、モーターに砂が入り込まないような防塵性能が確認できた。砂地に関して問題なく走破成功し、機体本体は砂地での走行能力を有すると言える。

e. 学校の敷地周辺で、実験条件を満たす轍があったので利用した。タイヤの突起がうまく機能し、深さ 50 [mm] 級の車輪の轍をクリアする能力を有すると言える。

【まとめ】

今回の試験で、ARLISSフィールドで想定される地面状況（a, b, d, e）において、走行機体は問題なく走行できることが証明された。c の 6 [cm] 級の段差はARLISSフィールド上にほとんどないと考えられるが、走行機体の走破限界を知るために試験を行った。万が一、c のように機体底面の中央部分より高さのある障害物に衝突してしまったとしても、プログラムで後進及び回転を行い、スタック脱出を試みる。

以上のことを踏まえて、今回の機体本体はARLISSフィールドコンディションに対応できる能力を有することが確認できた。

(V10) ゴール検知試験

【目的】

ミッションである「カメラと画像認識を用いたの0mゴール」が，機体のカメラによってゴールの赤コーンを検知し0mゴールできることを確認する。

【試験内容】

カメラが撮影した赤コーン画像を画像処理プログラムにより認識させる．画像処理プログラムが正常に赤色物体を検知できるかを 5[m]，3[m]，1[m] 離れた位置からそれぞれ確認する．また検知できる最大距離を測定する．

【結果】

試験結果は以下の表6.10.1のようになった．

表6.10.1 ゴール検地試験 試験結果

距離 [m]	重心座標 [x,y]	結果
1	371, 205	○
3	330, 180	○
5	326, 161	○
7	317, 148	○
9	319, 217	○

以下の図6.10.1-5に各距離からカメラが撮影した画像を示す



図6.10.1 1 [m] 付近で撮影した写真



図6.10.2 3 [m] 付近で撮影した写真



図6.10.3 5 [m] 付近で撮影した写真



図6.10.4 7 [m] 付近で撮影した写真



図6.10.5 9 [m] 付近で撮影した写真

上記の画像の黒い部分は機体が赤コーンと認識している部分で、青線の丸は認識した赤コーンの重心位置座標である。

試験結果から、背景画像との対比より赤コーンと認識しており、重心座標が赤コーン内にあることから、現在のアルゴリズムで9[m]以内でゴール検知できることが示された。

(V11) End to End試験（動画提出）

【目的】

ARLISSで投下からゴール検知までの一連のシーケンスが正しく実行されることを証明する。

【実験内容】

CanSatの投下からパラシュート展開，移動，ゴール判定，データの取り出しまでを本番と同じ手順で行う。End to End試験を行える試験環境が近隣にないため，可能な限りの条件で実験を行った。したがって，今回の実験では校内でパラシュートを展開できるだけの十分な高さを得るため，地面を基準に高さ 25.2 [m] の研究棟から投下を行った。

以下に今回の試験環境の周辺図を以下の図6.11.1に示す。

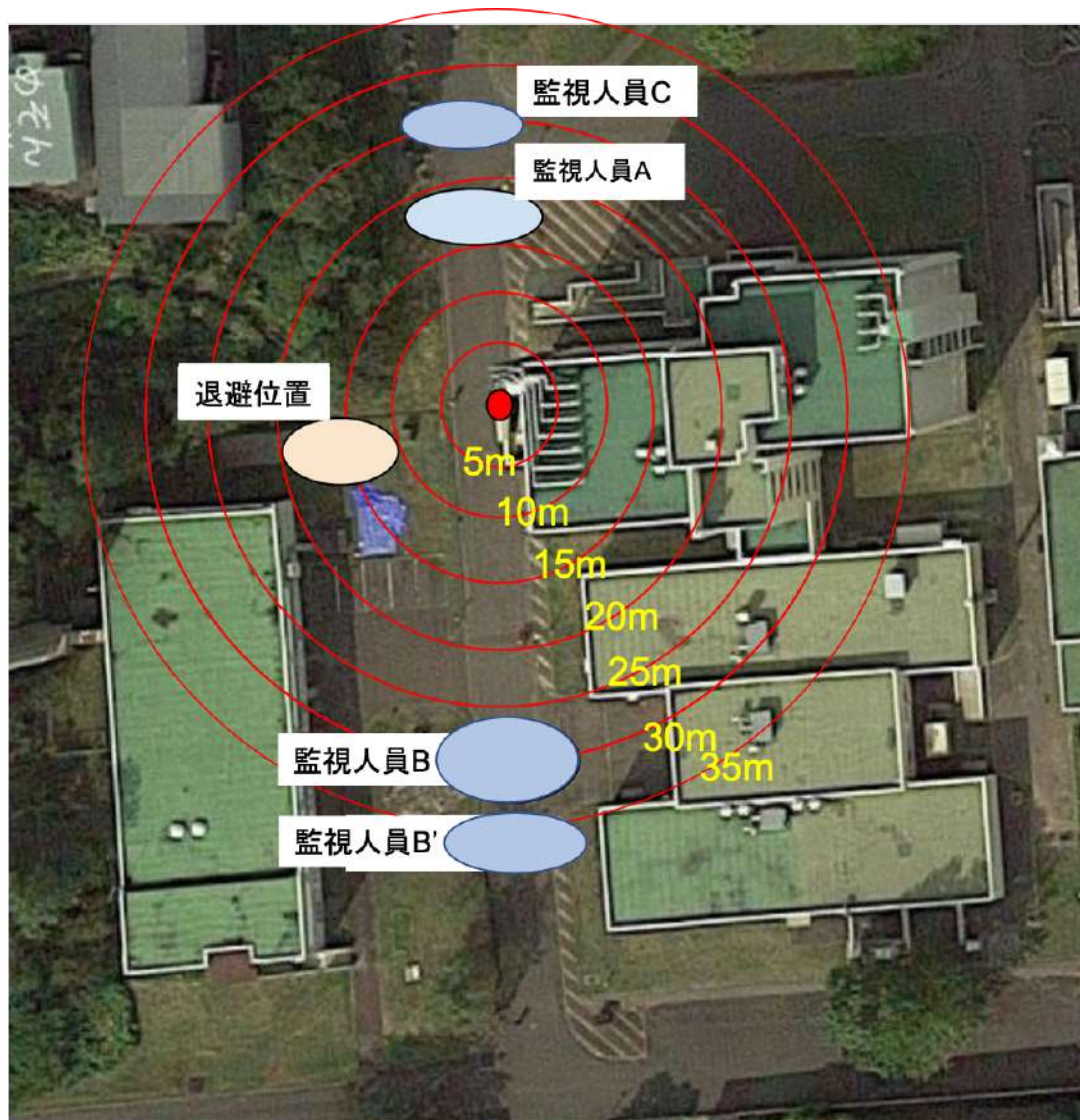


図6.11.1 End to End試験会場周辺図

また，実験の流れは以下の通りである。

1. 投下から着地

(V6) のパラシュート投下試験でも使用した、高さ 25.2[m] の実験棟から機体とパラシュートを投下する。着地後、速やかに落下分散を計測する。

2. 機体収納用モジュールの展開と移動

着地後、自動で機体収納用モジュールが展開し、機体本体とモジュールが完全に分離することを確認する。機体本体が目標への移動を開始したら、手で機体を持ち、走行試験用フィールドへと運ぶ。（実験棟の下に十分な走行スペースが無いため。）

3. 走行試験の開始

走行試験用フィールドの走行開始位置に機体を置く。その時、直前に計測した落下分散の分だけ、ゴールと走行開始位置との距離を取る。（機体と収納用モジュールの分離から走行開始までの所要時間は2分程度）

4. 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。

5. 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。

【結果】

1回目の実験によって得られた結果を表6.12.1、2回目の実験によって得られた結果を表6.12.2、3回目の実験によって得られた結果を図6.12.3にそれぞれ示す。

表6.11.1 End to End 試験 1回目の結果

実験	結果	URL
投下及び分離	結束バンドの切断に成功	https://youtu.be/r0pil-6sWHg
走行開始	走行開始	
走行開始→ゴール検知	ゴール検知はしたが、0mに至らず	

表6.11.2 EndtoEnd 試験 2回目の結果

実験	結果	URL
投下及び分離	結束バンドの切断に成功 着地場所の条件が悪く、機体収納用モジュールとの分離に失敗	https://youtu.be/_CnW2mlGSHY
走行開始	上記より、分離が完了するまで待ったが、機体収納用モジュールの赤色にゴール検知のプログラムが反応	
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/O79ocnkJRww

表6.11.3 End to End 試験 3回目の結果

実験	結果	URL
投下及び分離	結束バンドの切断に成功	https://youtu.be/g_eHSnhHuH8
走行開始	走行開始	
走行開始 →ゴール検知	ゴール検知後、0mゴール達成	

〈1回目〉

投下及び分離から走行開始までについて

- ・パラシュートが問題なく展開し、着地成功.
- ・着地後、電熱線起動プログラムが動作し、結束バンドを溶断することに成功.
- ・走行開始まで成功.

走行開始～ゴール検知までについて

- ・道路上での実験が禁止されているので、手で機体を持ち安全なところへ移動させ、走行試験用フィールドへと運んで、ゴール検知を行い目標地点まで誘導、そのプログラムも正常に作動した.
- ・ゴール検知は行ったが、0 mゴールは達成できず、ゴールから約2 [m]地点で停止、ゴール判定.

〈2回目〉

投下及び分離から走行開始までについて

- ・パラシュートが問題なく展開し、着地成功した.
- ・着地後、電熱線起動プログラムが動作し、結束バンドを溶断することに成功.

- ・着地場所の条件が悪く、機体収納用モジュールとの分離に失敗.
- ・走行開始プログラムは正常に動作.

走行開始～ゴール検知までについて

- ・走行開始後、機体収納用モジュールの赤色テープにゴール検知プログラムが反応、GPS誘導プログラムから、ゴール検知プログラムによる制御が開始.
- ・着地後、道路上での実験が禁止されているので、手で機体を持ち安全なところへ移動させ、走行試験用フィールドへと運んだ.
- ・走行試験用フィールドでゴール検知を行い、目標地点まで誘導、そのプログラムも正常に作動した.
- ・ゴール検知は行ったが、0 m ゴールは達成できず、ゴールから約 2 [m] 地点で停止してゴール判定.

〈3回目〉

投下及び分離から走行開始までについて

- ・パラシュートが問題なく展開し、着地成功.
- ・着地後、電熱線起動プログラムが動作し、結束バンドを溶断することに成功.
- ・走行機体が機体収納用モジュールから完全に分離し、走行開始まで成功.

走行開始～ゴール検知までについて

- ・道路上での実験が禁止されているので、手で機体を持ち安全なところへ移動させ、走行試験用フィールドへと運んで、ゴール検知を行い目標地点まで誘導、そのプログラムも正常に作動した.
- ・ゴール検知プログラムが作動し、0 m ゴール達成.

【考察】

投下及び分離から走行開始までについて

3回目のETE試験で、人為的な操作を加えることなく、投下及び分離から走行開始までについてのシーケンスを正常に行うことができた。この時点までの実験結果より、能代宇宙イベント当日も正常な動作を行える能力があることが示された。

走行開始～ゴール検知までについて

1, 2回目のETE試験で、0 m ゴールを達成できなかった要因として、ゴール検知のプログラムが作動したあと4回前進したのち、ゴール判定を行おうとしていたのだが、実際には4回の前進では進む距離が不十分であったため、2 [m] 地点でのゴール判定という結果になった。3回目のETE試験では、投下から投下からゴール検知までの一連のシーケンスが問題なく実行され、本実験の目的を達成したといえる。

(V12) 長距離通信試験

【目的】

本実験は以下の目的で行う。

- ・実際の競技を想定し、予想される落下地点と待機場所と同等の距離での通信モジュールの通信実証

【試験内容】

- ・障害物が少なく直線距離で6.1 [km]離れている洞爺湖周辺で実験を行う。
- ・機体電装部をサイロ展望台に受信用基板を珍小島に配置する。
- ・機体電装部からGPSデータを送信して、受信用基板でデータを受信することが可能かどうかを確認する。

実験場所の詳しい場所については図6.11.1に、通信モジュールの詳しい無線特性については以下の表7.12.1に記載する。

表6.12.1 IM920c通信モジュール無線特性

項目	性能緒元
対応規格	920MHz 特定小電力無線（ARIB STD-T108 準拠）
周波数	920.6～923.4 [MHz], 200 [kHz]ステップ 15 チャンネル
通信方式	単信
送信出力	10 [mW], 1 [mW]、0.1 [mW]（10 [mW]を使用する）
変調方法	FSK
空間伝達速度	高速通信モード；50 [kbps] 長距離モード；1.25 [kbps]（長距離モードを使用する）
アンテナ	ワイヤーアンテナ
通信距離	長距離モード 7 [km] 高速通信モード 400 [m]



図6.12.1 実験場所および人員配置図



図6.12.2 実験の様子（機体電装部側）

【結果】

通信が不安定でGPSデータが受信できず、緯度のデータを読み取ることができない箇所が部分的にあるが、GPSデータを受信して機体の位置を特定することに成功した。通信で取得したデータを整理したものを以下の図6.12.3に、読み取る事が可能なデータ①, ②, ③を地図上にプロットしたものを図6.12.4に示す。

新しいテキストドキュメント.txt - メモ帳

ファイル(F) 編集(E) 書式(O) 表示(V) ヘルプ(H)

通信モジュール固有ID番号

5FD8
longitude, latitude
'44289', '4.6258978633332'
68766667', '140.7980013333332'
'42.62589786666667', '73'
'347'970, '03333334', '7997'
'02'42.6'0.0'
666', '0733.79.888'2862', '3334'
'6'3'61', '40.7997741.63', '140.9977415'
'45861340.7997'
'42586228333'
, '214.9979313337921579333333', '0.0', '166680.7'7978488140.797842.6259053979865'
'429533.098286667'
'0.0', '0.0'
0
186334'42.696583333331097626'42.625983334077', '12
'4.6259051', '10.7998444.680
'42.2595', '2.5915133336', '1.79713357583262, 1.79970'
'426073333336', '0.067333',
62591016666665', '140.79980543333335'
'0.0', '0.0'
'42.6259127', '140.79980715' → ①
'42.625915416666665', '140.79980773333332' → ②
'42.6259127', '14.9981838333333
42.6259131833333', '1.9918383333'
'42.3', '140.79'42.0'79'50485', '140.7997271'
'49066'140.79972823333333'
'42.25904516666665', '140.7933333'
'42.62589538334'94.6258953833334, '14799'
'42.6258405'
'4240.996068652334', '140.79960686666666'
'49'140.79956048333332'
'42.62577553333333', '140.79955953333334' → ③
333', '479466'2686, 3333', '179537666

図6.12.3 受信データログ



図6.12.4 GPSデータプロット図

実験の様子の動画をYouTubeにアップロードしたものを以下に示す。

動画タイトル : 長距離通信実験 8/29 短縮版

URL : https://youtu.be/ZLzH_oqOod0

: <https://youtu.be/4iCvltCDVQQ>

動画タイトル : 長距離通信実験 8/29 ノーカット版

URL : <https://youtu.be/tVaQX-zh95g>

: <https://youtu.be/QL7PN4o4w8c>

【考察】

約6.1 [km]での通信に成功したため、長距離でも問題なくGPSデータを送受信可能であると言える。

(V13) 制御履歴レポート作成試験

【目的】

制御履歴レポートを当日提出できるようにするため。

【試験内容】

End to End試験を行い、そこから制御履歴を取り出す。

【結果】

実際に(V12)End to End試験で行ったデータを用いて、制御履歴の作成を行った。

〈制御履歴説明〉

制御履歴のtextファイルの生データをcsvファイルに変換し見やすくまとめた。
まとめたものの一部を図6.13.1に示す。

制御項目は、
A列；時刻データ
B, C列；GPS 位置情報データ
D列；高度データ
E列；光センサ電圧
F列；行動記録
G列；機体方向
H列；goal 方向
I列；goal 距離
データがない場合には0が記入される。

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	
1	dt_now	gps_x	gps_y	altitude	photovolt	diredtion	action	my_angle	goal_angle	goal_distance
2	49:10.2	0	0	0	0	0	0	0	0	
3	49:10.5	0	0	357.6947	3.0735	no_release	0	258.97753	14652150.95	
4	49:10.7	42.3799	141.0336	22.85114	3.0735	release	0	257.2361535	40.22220721	
5	49:10.9	42.37988	141.0335	22.8519	0	descent	0	259.5630822	39.50610934	
6	49:11.1	42.37988	141.0335	22.67652	0	descent	0	259.5630822	39.50610934	
7	49:11.3	42.37987	141.0335	22.67652	0	descent	0	260.2031125	38.92935774	
8	49:11.4	42.37987	141.0335	22.67652	0	descent	0	260.2031125	38.92935774	
9	49:11.5	42.37987	141.0335	22.67652	0	descent	0	260.2031125	38.92935774	
10	49:11.6	42.37987	141.0335	22.67652	0	descent	0	260.2031125	38.92935774	
11	49:11.7	42.37987	141.0335	22.58959	0	descent	0	260.2031125	38.92935774	
12	49:11.9	42.37987	141.0335	22.58959	0	descent	0	260.2031125	38.92935774	
13	49:12.0	42.37987	141.0335	22.58959	0	descent	0	260.2031125	38.92935774	
14	49:12.2	42.37987	141.0335	22.58959	0	descent	0	260.6964498	37.53751882	

図6.13.1 CSVファイル形式の制御履歴

＜高度履歴ログ＞

高度のデータから作成した図を図6.13.2に示す.

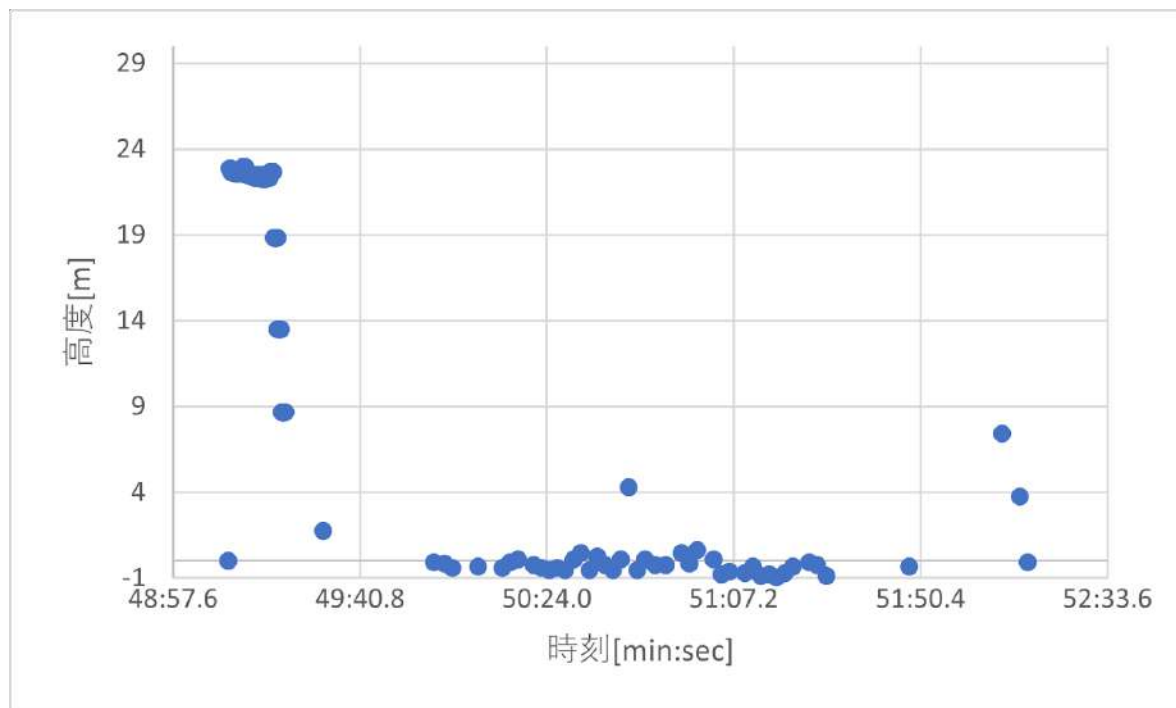


図6.13.2 高度の時系列記録

〈GPSログ〉

降下軌跡および走行軌跡のGPS履歴を以下の図6.13.3に示す．また，降下のスタート位置と走行のゴール位置を図中に矢印で示した．

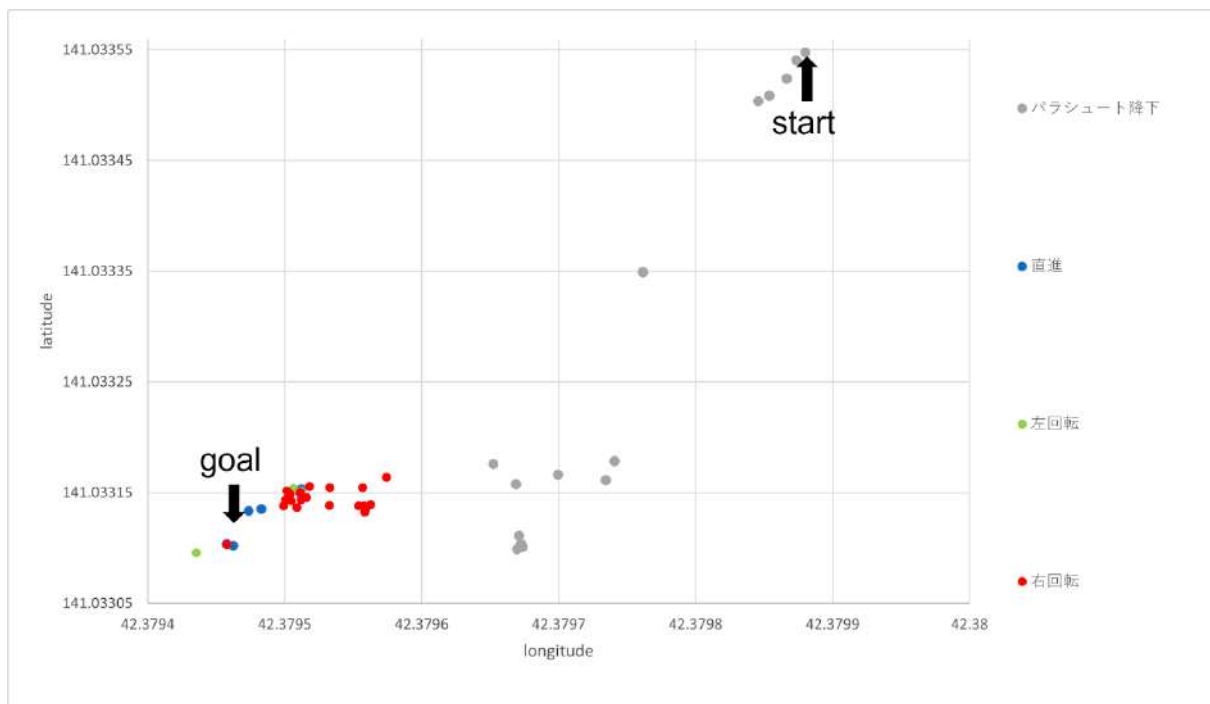


図6.13.3 降下軌跡および走行軌跡

〈画像認識ログ〉

画像認識プログラムでの誘導（近距離誘導シーケンス）での画像認識ログを以下に示す。また、撮影回数が多いため一部の画像を省略した。


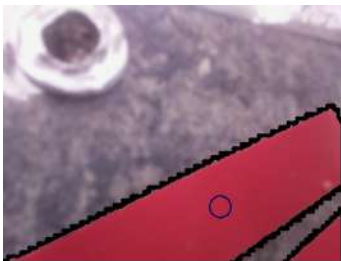





ゴール発見までの画像ログ		
		
撮影1回目	撮影10回目	撮影20回目
ここで超えられない段差に引っかかってしまったため移動させた。		
		
撮影64回目	撮影67回目	
ゴール認識時の画像ログ		
		
撮影68回目	撮影80回目	撮影83回目
撮影68回目では中央部分に赤色物体を認識しているため直進の制御を行った。 撮影80回目では右側部分に赤色物体を認識しているため左回の制御を行った。 撮影83回目では中央部分に赤色物体を認識しているため直進の制御を行った。		

図6.13.4 画像認識ログ

また、全てのログデータを以下のURLのファイルに示す.

URL :

https://drive.google.com/drive/folders/1P1wgvr89aXZ_nK8hSH9tWovlZg5L2359?usp=sharing

データ内容 :

- ・ログ生データ logdate.txt
- ・ログcsvデータ logdate.csv
- ・画像ログデータ

【考察】

画像認識での誘導は成功しているといえるが、走行機体が直進する際に右にカーブしてしまうため、誘導回数の増加と誘導精度の低下を引き起こしている. よって、ARLIS本番までに、走行の直進安定性を高め誘導を正確に行えるようにしたい.

また、GPSを用いた遠距離での誘導は行っていないため、ARLIS本番までに誘導の精度を確認し本番に望みたい.

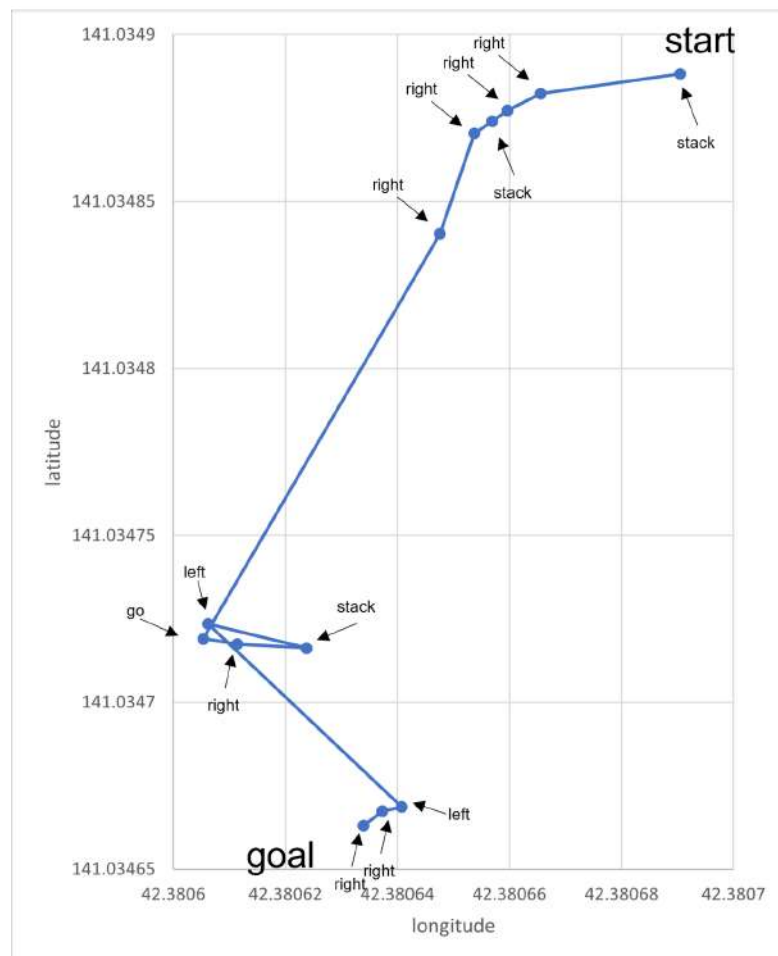


図6.3.15 走行軌跡および制御履歴

ログデータを以下のURLのファイルに示す。

URL :

<https://drive.google.com/file/d/1G0K4Jzw0njna6EE737fPG13glBGbrVk8/view?usp=sharing>

データ内容 :

・ログcsvデータ logdate.csv

【考察】

機体が直進したことによるgpsの変化から機体の方位角を推定を行機体を回転させる制御を行っているが、機体が直進した際に障害物やモーターの左右のトルク差によって直進せず機体が曲がってしまい、正確な誘導が行えない時があるため、誘導方式を改めて本番では正確な誘導を行えるようにしたい。

(V14) パラシュート分離試験

【目的】

回収機構と CanSat が適切に分離し、走行を開始できることを確認する。

【試験内容】

CanSat 収納状態の機体収納用モジュールを縛る結束バンドを電熱線により切断する。その後、機体収納用モジュールを展開させ、走行を開始することを目視で確認する。以下に試験開始時のCanSat収納状態の機体収納用モジュールを図6.14.1に示す。

【結果】

表6.14.1に実験結果を示す。

表6.14.1 パラシュート分離試験結果

実験回数	結果	試験動画URL
1	成功	https://youtu.be/XdiE0rBMwKM
2	成功	https://youtu.be/TeIJle8Yzog

【考察】

実験結果より、回収機構の分離機構が正常に動作することによりCanSatとパラシュートが分離できることを確認できた。

(V15) 通信電源ON/OFF試験

【目的】

通信電源が、打ち上げ時にOFF、ロケットから機体が放出された際にONとなる事を確認する。

【試験内容】

今回の機体では、ロケットからの放出検地をフォトレジスタの光検知によって行う。よって、機体がロケット内部にあると仮定し、キャリアに機体電装部を収納して通信モジュールが通信していないことを確認する。その後キャリアから機体電装部を放出し、通信モジュールに電源が入り通信が受信できるかを確認する。

【結果】

光センサーによって放出を検知し、通信モジュールに電源が入り、通信を開始した。実験の様子の動画をyoutubeにアップロードしたものを以下に示す。

動画タイトル；通信電源ON,OFF実験 8/29
URL ; <https://youtu.be/6oI8BJUxIcs>

【考察】

放出を検知し問題なく通信電源が入り、通信を開始しているため、ロケットから放出された場合でも同様に放出を検知し通信を開始することが可能であると考えられる。

(V16) 通信チャンネル変更試験

【目的】

無線のチャンネル調整に応じる必要があり、実際に調整ができることを確認する。

【試験内容】

使用する無線モジュール（インタープラン株式会社製 920MHz通信モジュールIM920c）にプログラム上でコマンド [STCH チャンネル数] を送信しチャンネル変更を行う。この機能を用いて、チャンネルを変更後通信が可能かどうかを確認する。

【結果】

実験では、チャンネル数を01から02に変更した。01, 02どちらも問題なく通信が可能であった。

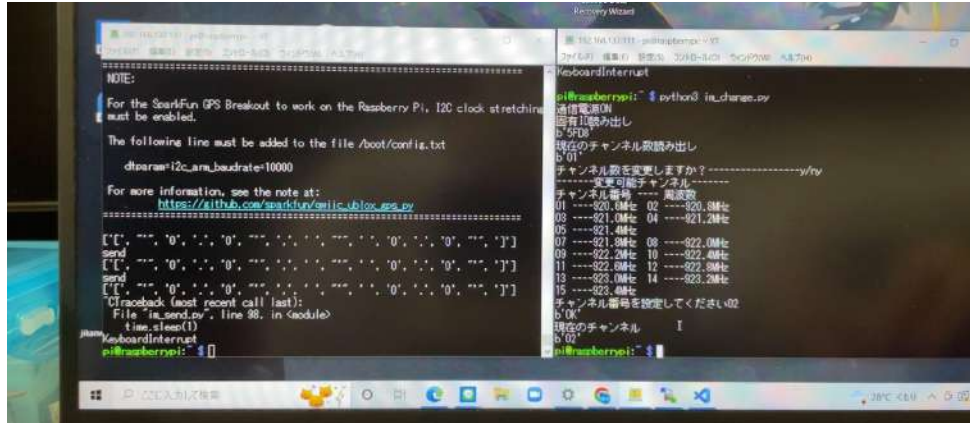


図6.15.1 チャンネル変更の様子

実験の様子の動画をyoutubeにアップロードしたものを以下に示す.

動画タイトル : 通信チャンネル変更実験 8 /08

URL : <https://youtu.be/6KL6FqEa29w>

【考察】

IM920cのチャンネルは01~15までであり, 他大学が同型の通信モジュールを使用していた場合でもチャンネルを変更することで問題なく通信が行えると考えられる.

第7章 ガントチャート（工程管理）

ガントチャート（7/21版）の一部を分割して以下に示す。（図9.1-2）

ただし、添付した画像ファイルでは全体を確認することができないので、本審査書と合わせてガントチャート（7/21版）のPDFファイルを以下に提出する。

■ 220721能代・ARLISS2022ガント_SARD.pdf

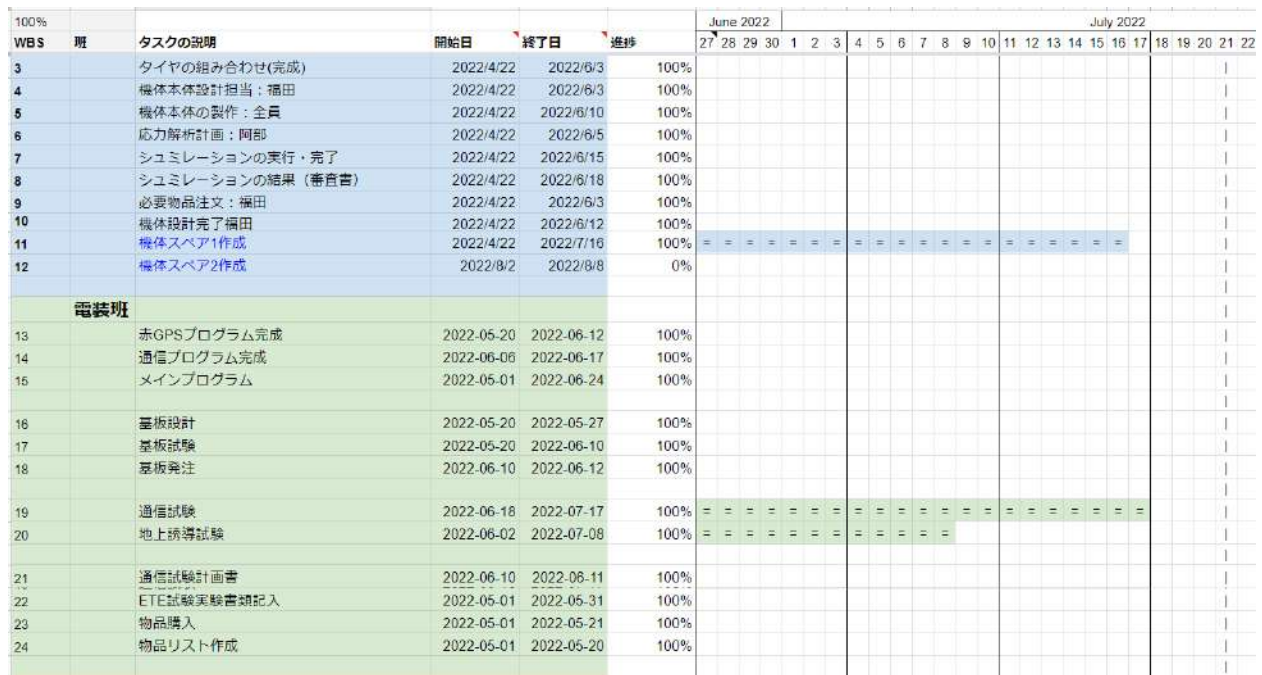


図7.1 ガントチャート1（7/21版）

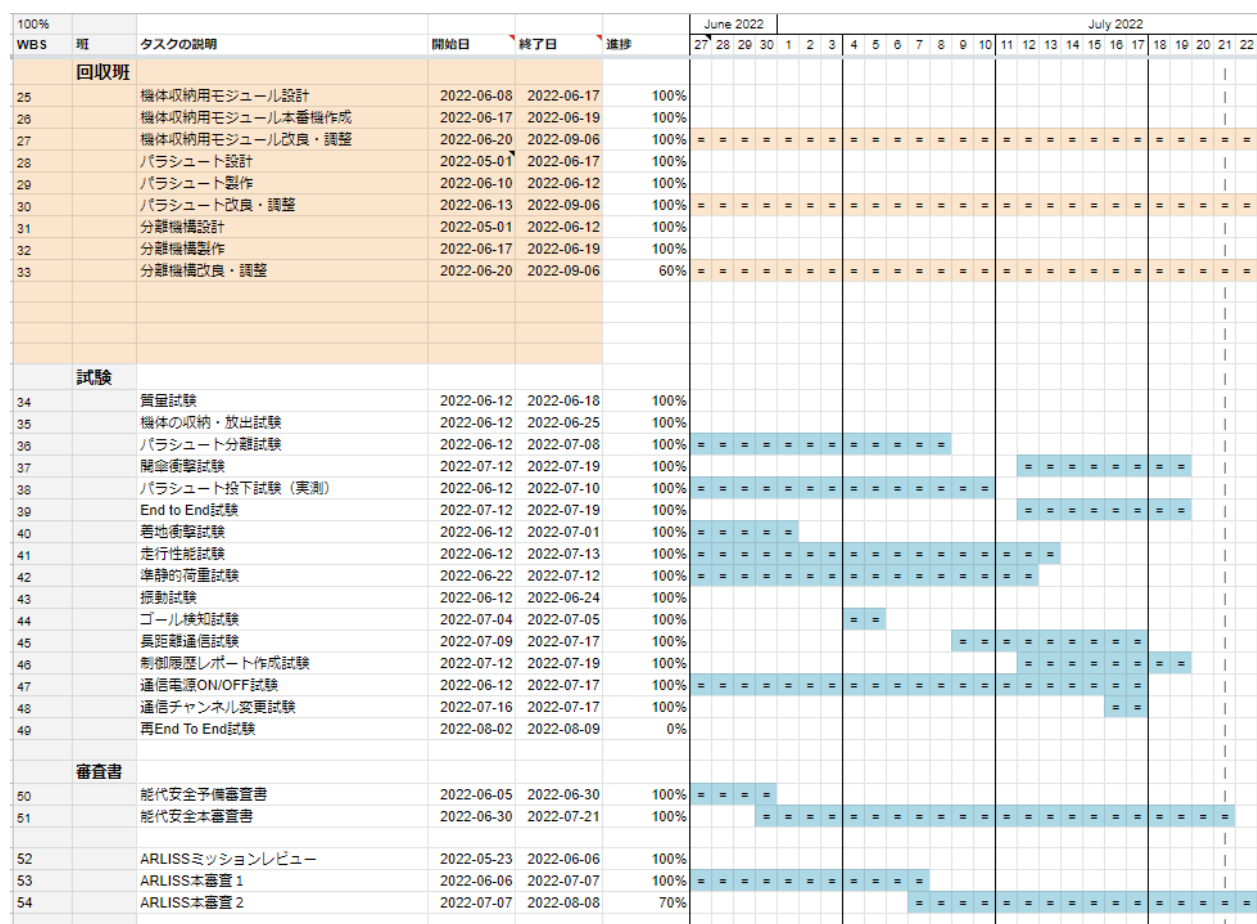


図7.2 ガントチャート2（7/21版）

第8章 責任教員の所感

安全基準審査

要求 番号	自己審査項目	自己審査 結果	責任教員コメント（特筆す べき事項があれば）
	ARLISS2022安全基準		
S1	投下する機体の質量が基準を満たしている	☑	
S2	容積がキャリア基準を満たしている	☑	
S3	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ていないことが試験で確認できている	☑	
S4	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ていないことが試験で確認できている	☑	
S5	ロケット分離時（パラシュート開傘時）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ていないことが試験で確認できている	☑	
S6	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	☑	
S7	ロストへの対策を実施しており、有効性が試験で確認できている （対策例：位置情報送信、ビーコン、蛍光カラーペイント等）	☑	
S8	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（FCC認証かつ100mW以下の機器はOFFしなくて良い。また、スマートフォンを用いる場合はFCC認証かつソフトウェアまたはハードウェアスイッチでoffにできること）	☑	
S9	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	☑	
S10	ロケットへの装填からミッションの開始、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、大幅な設計変更はない	☑	

	カムバックコンペティションに参加する場合は以下の項目を必ず満たしてください		
M3	ミッション時に人間が介在しない自律制御を実施することを確認出来ている	<input checked="" type="checkbox"/>	
M4	ミッション後、規定された制御履歴レポートを運営及び審査員へ提出しログ・取得したデータについて説明が可能な状態である	<input checked="" type="checkbox"/>	

責任教員所感

複数のミッション要求事項を満たすべく、様々な工夫がされていることが分かりました。机上の計算のみならず、実際のものづくりを通してCansatを製作したことは、大きな経験になったかと思います。今後の審査、ミッションの経過に期待しています。最後になりましたが、期限が遅れてすみませんでした。

第9章 大会結果報告

(i) 目的

私たちが今年度のARLISSに参加した理由は大きく2つある。1つ目は、実際の人工衛星の打ち上げに近い過酷な条件で試験を行う事ができるからである。2つ目は、国内の宇宙工学技術者の登竜門であるARLISSで結果を残すことは、北海道地域でのCanSat競技の認知度向上に繋がると考えたからである。

(ii) 結果・考察

計3回の投下を行った。以下の表9.2.1に投下機会ごとにサクセスクライテリアの評価を行った。評価基準は第2章の表2.1を参照していただきたい。

表9.2.1 サクセスクライテリア評価

○：達成，×：未達成

	内容	投下1回目	投下2回目	投下3回目
Minimum Success	放出と着地を検知し、機体収納用モジュール（パラシュート含む）を分離して走行開始する。	×	×	○
Middle Success	ゴールの半径5m以内まで機体を誘導する。	×	×	×
	段差や障害物によるスタックを検知し、走行に復帰する。	×	×	×
Full Success	カメラによるコーン（ゴール）の色認識によって、走行機体をゴールまで誘導し、0mゴールを達成する。	×	×	×
Advanced Success	機体が外傷無しで目標地点に到達する。	×	×	×

投下機会ごとの結果を以下に示す。

【投下1回目】

〈結果〉

投下1回目は機体に損傷がなく着地に成功したが、回収機構の分離に失敗したためミッションをリタイアした。その後、プログラムを再起動し走行実験を行った。その結果も合わせて記載する。

GPSの記録をシーケンスごとに色分けした図9.2.1を以下に示す。各色とシーケンスの対応は以下の表9.2.2に示す。

表9.2.2 各シーケンスと色の対応

シーケンス名	対応する色
空中シーケンス（ロケット内部待機状態）	青
空中シーケンス（パラシュート開散状態）	オレンジ
パラシュート分離・脱出シーケンス	黒
遠距離誘導シーケンス（GPS誘導）	緑
近距離誘導シーケンス（赤色認識誘導）	赤

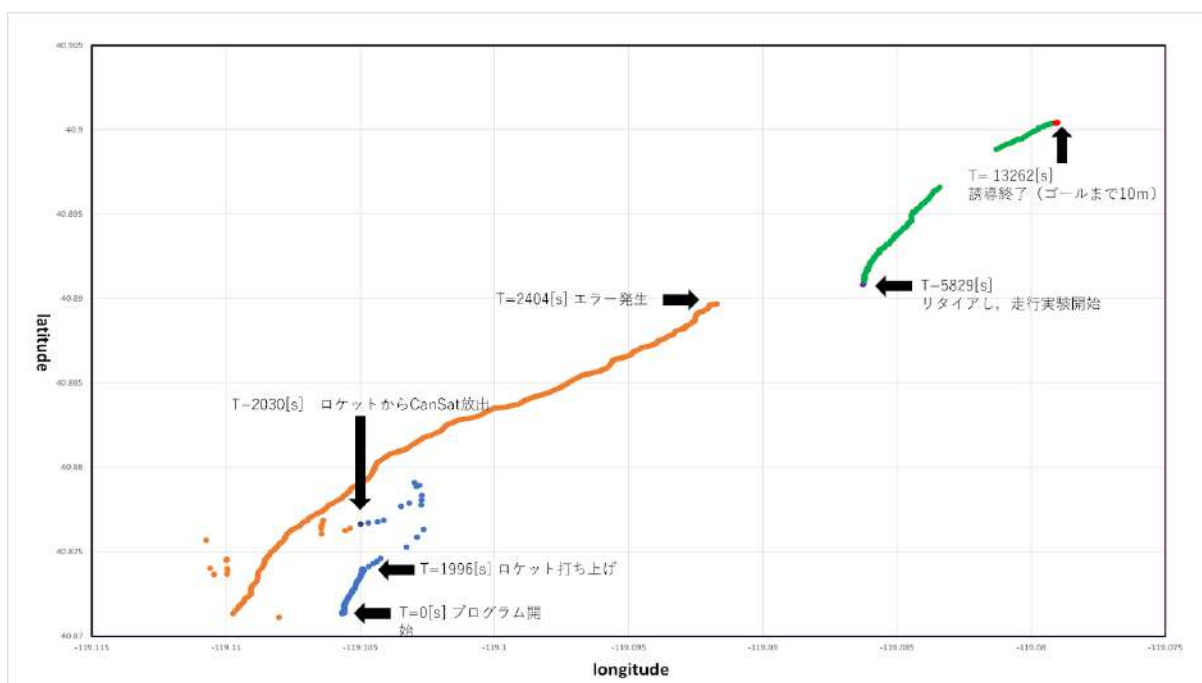


図9.2.1 GPS記録データ（1回目と走行実験）

ロケットからCanSatが放出された後にGPSデータの取得に一定時間失敗しているため一部不連続になっている。また、遠距離誘導シーケンスでlog記録用のファイルを誤って上書き保存してしまったため、一部データが破損している。

〈原因〉

原因はOSエラーによってプログラムが停止したためである。このOSエラーはファイルの開き過ぎによってOSのファイル上限を超えたことで発生した。

〈現地で行った対策〉

以上の原因を踏まえて、プログラムが異常終了した際にプログラムを再起動するようにスクリプトを変更した。

〈考察〉

このエラーの存在に気が付く事ができなかった理由は、それまで長時間連続で動作させる機会がなかったためである。例えば、能代宇宙イベントでも競技時間は約15分程度であったため、このエラーは発生せず問題なく動作していた。また、現地でこのエラーの対応もプログラムの不備を根本から解決するものでは無く、適切では無かったと考える。どのファイルが閉じられていないかを特定し、ファイルを確実に閉じる処理を追加するべきであった。

上記のエラーによって1回目の投下はリタイアとなってしまったが、その後の走行実験では、GPSによってゴールまでの約1.3kmの誘導の実証を行うことができ、誘導プログラムについては問題が無かったと言える。

【投下2回目】

〈結果〉

投下2回目も投下1回目と同様に機体損傷なしでの着地成功、パラシュート及び機体収納用モジュールの分離に失敗したためミッションをリタイヤした。また、待機時間が長く、打ち上げの直後にプログラムが止まってしまったため、記録を取得することができなかった。よって、GPSの記録は省略する。

〈原因〉

原因についても投下1回目と同様である。

〈現地で行った対策〉

以上の原因を踏まえて以下のプログラム変更を行って投下3回目に臨んだ。

- ・エラーの原因であると考えられるプログラムをコメントアウトしエラーが発生しないように修正を行った。
- ・空中シーケンスのlog取得プログラム、通信用プログラムの2つのプログラムをコメントアウトし実行されないように修正した。

【投下3回目】

〈結果〉

投下3回目は着地及び回収機構の分離に成功した。また、回収機構分離後のGPS誘導による走行においても成功した。しかし、着地地点から約50m走行した地点で機体が停止し、ミッション続行不可能と判断したためリタイアとなった。

空中シーケンスのlog取得のプログラムをコメントアウトしたため走行時のGPSデータのみを示す。

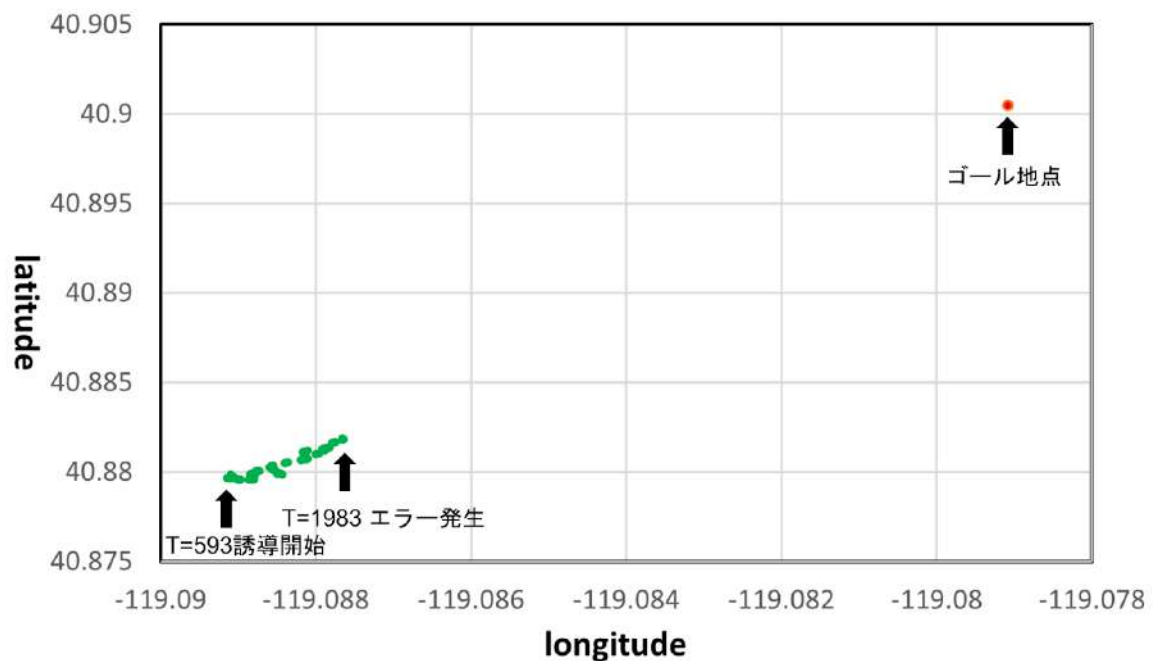


図9.2.2 GPS記録データ

〈原因〉

空中シーケンスのlog取得プログラムをコメントアウトしたため、空中シーケンスは問題なく実行され、遠距離誘導シーケンスに移行することに成功した。しかし、遠距離誘導シーケンスのlog取得プログラムで1, 2回目と同様のエラーが発生してしまったものと考えられる。

〈考察〉

誘導に関するプログラムについては、審査書作成や能代宇宙イベント等で実験と改良を重ね、サクセスクライテリアを達成しうるプログラムを作成できた。しかし、通信や記録に関するプログラムは作成する時間も短く、十分に試験を行う事が出来ずに大会に望んでしまった。結果として、CansSatと長距離通信ができず、CansSatの状態を正確に把握する事ができなかった。この経験を踏まえ、今後はCansSatの状態を正確に把握できるような通信、記録システムの作成を行うべきと考える。

第10章 まとめ

(i) 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】

〈走行機体〉

今回、機体班は主に機体本体のハード面を担当し、軽量化及び耐衝撃性の向上に着目した設計・製作作業を行った。

工夫した点：

機体全体の軽量化と耐衝撃性を重要視して、タイヤにNRスポンジを採用し、その他のボディ部分は全面3Dプリンターによって製作した。

タイヤに関しては、主部にNRスポンジを大胆に用いることで耐衝撃性の向上と軽量化を図った。周囲には、ABS製のスパイク(突起)を分散して取り付けることで、NRスポンジの長所を活かしつつ、グリップ力をはじめとする走破性能を維持するタイヤの製作を目指した。また、タイヤのABS製スパイク部に市販されているラバースプレーを塗布することで、グリップ性能のさらなる向上を図った。

モーターの固定方法に関しては、先代の機体に倣いモーターの固定方法を従来の挟み込む方式から、スロット式に変更した。

実験に関しては、独自の方法でより信頼性を高める実験を行った。特に着地衝撃試験と走破性能に関する試験は本機体班の独自の方法を確立させた。

上手くいった点：

実験の結果と同様に、打上げ本番でも機体の損傷無く走行することができた。計3回の打ち上げを行ったが、いずれも機体本体に損傷は見られず、3回とも全く同じ機体を用いることができた。さらに、3回目の打ち上げの際には問題なく走行し、優秀なパラシュートの性能と機体本体の耐衝撃性能により全体として高い耐衝撃性能を持ち合わせていることが確認できた。

また、全面3Dプリンターによって製作したことによって、柔軟性の高い設計を行うことができ、強度や軽さ、スペースなどに対して最適化された部品を製作することができた。その他にも、モーターの固定方法を工夫したことによって、過去機体と比較して整備性が大幅に向上し、例えば使用モーターを変更するというような設計変更があった際にも短時間で簡単に対応できた。

苦勞した点：

期間内に今ある技術以上のモノを作ろうと奮闘した結果、その実現可能性を踏まえて、どこで見切りをつけるか非常に苦勞した。また、独自の実験方法を考案する際には前例がなかったため、様々な工夫が必要であった。

〈回収機構〉

回収班では機体収納用モジュール及びパラシュートの開発を担当している。回収機構とは機体収納用モジュールとパラシュートをまとめたモジュールを指す。以下に、機体収納用モジュールとパラシュートに関して、工夫した点、上手く機能した点、苦労した点をそれぞれ述べる。

〔機体収納用モジュール〕

工夫した点：

- 内部構造の簡素化
- タイヤ接触部にNRスポンジゴムを配置
- 結束バンドを用いた収納時間の短縮

上手く機能した点：

- 機体本体へ体積，重量を割くことができた。
- モータシャフトへの衝撃を緩和できた。
- セットアップ時間を短縮でき，実験回数を増やすことができた。

苦労した点：

- 疲労が早いので作り直す回数が多かった。
- PP板を一枚で成形しているため，破損が小さい場合でも部分的な修復ができず作り直すことになった。
- はとめに漏電している可能性があった。

〔パラシュート〕

工夫した点：

- 半球型にしたことによる安定性の向上
- 抗力係数の見直し
- パラコードにコンベックスを組み込んだ。
- パラコードを増やし，冗長性を持たせた。
- パラコードをカラビナに結び付け，キャノピー部と機体収納用モジュールが容易に分解できる。

上手く機能した点：

- 降下姿勢の安定化により，降下中に振り子のように機体が揺れる現象が少なくなった。
- 抗力係数の見直しによってパラシュートの小型化ができ，開傘まで要する時間が短くすることができた。
- 実験時にキャノピーが濡れた時に短時間で交換ができた。

苦労した点：

- キャリア収納時にコンベックスの復元力によって，収納が手間取った。

失敗した点：

- キャノピーの色が赤コーンの色と近かったため，画像認識誘導シーケンスでキャノピーを赤コーンと誤認識した。
- コンベックスと機体スタビライザーが絡まったため走行不能になった。

【ソフト】

工夫した点：

CanSatの制御プログラムを作成する上で工夫した点を以下に示す。

・プログラムの可読性の向上

プログラミングをする際に、関数名に命名規則を設けた。具体的には、関数・変数に用いる単語は省略をしないで記述する事で、その関数・変数の役割を一目で分かるようにした。また、VScodeの予測変換機能や拡張機能を用いることで些細なことに気を取られずにプログラミングを行えるように環境を整備した。

・柔軟性のあるコード

誘導のシーケンスを複数用意しておき、シーケンスの分岐、削除を行えるようにした。これによって、機体とフィールドのコンディションに合わせて誘導のシーケンスを組み合わせることで臨機応変に対応することが可能となった。また、複数のセンサモジュールに対応しており、センサモジュールの変更が行われたとしても、関数を入れ替えることで対応が可能である。今後、対応するセンサモジュールをさらに追加する予定である。

・CanSatの制御プログラム以外のプログラムの作成

CanSat競技や各種試験をスムーズに行えるように制御プログラム以外に2つのプログラムを作成した。

『セットアッププログラム set_up.py』

このプログラムはCanSatの誘導に必要な設定を行うためのプログラムである。具体的な内容としては、GPS座標、高度設定値、地磁気補正值の登録を半自動的に設定することができる。また、センサモジュールの動作確認も行うことができる。よって、このプログラムを起動するだけで機体の投下準備を完了することができる。副次的な効果として、メインプログラムを直接操作しないことにより実験の直前でのプログラム操作によるエラー発生リスクの低減することが可能である。当日は準備時間の大幅短縮によって投下機会を増やすことができた。

『モータ調整機能付きラジコン操作用プログラム m++.py』

パソコンから遠隔操作可能なプログラムは元々作成してあったが、そのプログラムにモーター調節機能を実装した。プログラム実行後ボタン操作でモーターのパワー調節・左右のモーターのバランス調節を行えるようにした。

努力した点：

今回使用したCanSatはスポンジタイヤにABSの突起を接着して製作しているため、タイヤが変形しやすく、地面との接地面積が小さいので直進のコマンドを入力しても機体が旋回してしまう問題があった。そのため、毎回実験の最初に左右のモーターの回転数を調整行っていた。この調整を実験前に毎回行うのはとても手間であり前述のモーター調整用プログラムなどの制作を行って対応した。

【マネジメント】

CanSatの開発は機体班，電装班，回収班に分かれて行われた．各班が担当する作業については以下の通りである．

- ・機体班：走行機体のハード部分（基板を除く）の設計及び製作
- ・電装班：メインプログラムと基板の設計及び製作
- ・回収班：機体収納用モジュールとパラシュートの設計及び製作

それぞれの班ごとの役割/タスク分担について，RACIチャート（責任分担表）を用いて説明する．チャート内の各役割名は以下の通りである．

Responsible（実行責任者）：ある工程の制作や検討責任者

Accountable（説明責任者）：外部に説明する人

Consulted（協業先）：作業員

Informed（報告先）：PMなどその情報を知らないと今後の運用に支障をきたす人

〈機体班〉

機体班のRACIチャートを以下の表10.1.1に示す．

表10.1.1 機体班の役割/責任分担（RACIチャート）

タスク	北村 光 PM	宮下 陽光 機体班長	福田 隆充 Designer	阿部 奈津輝	新居 洸生
走行機体のコンセプト決定	I, R	I, R	C	C	C
モーターの選定	I	R			
走行機体の概念設計	I	R	C	C	C
スケジューリング	I	R			
タイヤの詳細設計	I	I, C	R, C	C	
機体ボディ部の詳細設計	I	I, C	R, C	C	
タイヤの製作	I	I, C	R, C	C	
機体ボディ部の製作	I	I, C	R, C	C	
試験(※)の事前準備	I, R, A	R	C	C	C
試験(※)の実施	I, R	R	C	C	C
試験(※)結果のまとめ	I, R	R	C	C	C
機体荷重シミュレーション				R, C	
ツアーコンダクター	I				R

- ・走行機体の設計・製作についてはDesignerの福田が、各種実験については機体班長の宮下がそれぞれ指揮を取り、責任者の役割が適切に分担されていた。
- ・機体の設計・製作をDesignerの福田に依存していたため、当日の機体の組み上げも本人しかできず、万が一の時のバックアップが不十分であった。
- ・機体班内で余っていた人員については、大会参加のための交通機関や宿の選定・予約などツアーコンダクターの仕事に取り組んでもらった。
- ・実験の事前準備や結果整理には機体班全員で役割を分担した。
- ・機体班が担当した試験の準備から結果のまとめまでを班内で行い、審査書への掲載までスムーズであった。

〈電装班〉

電装班のRACIチャートを表10.1.2に示す。

表10.1.2 電装班の役割/責任分担（RACIチャート）

タスク	北村 光 PM	加藤 裕也 電装班長	水澤 清
動作シーケンスの設計	I	R, C	
メインプログラムの作成	I	R, C	
画像認識プログラムの作成	I	R, C	
モジュールの選定	I	I	R, C
基板の設計	I	I	R, C
基板の製作	I	I	R, C
試験(※)の事前準備	I, R, A	R	C
試験(※)の実施	I, R	R	C
試験(※)結果のまとめ	I, R	R	C

- ・電装班の人員は2名であったため、プログラム担当と基板担当に分かれて開発を行った。（全体MTG等ではそれぞれに直接進捗確認）
- ・電装班が担当した試験の準備から結果のまとめまでを班内で行い、審査書への掲載までスムーズであった。
- ・電装班内で頻繁にMTGを行うことで、お互いの進捗が常に把握できていた。
- ・バックアップの人員がいなかったため、万が一トラブルで欠員が発生した場合は対応する事が困難だった。

〈回収班〉

回収班のRACIチャートを表10.1.3に示す。

表10.1.3 回収班の役割/責任分担（RACIチャート）

タスク	北村 光 PM	齋藤 宗一郎 回収班長
機体収納用モジュールの設計	I	R, C
パラシュートの設計	I	R, C
機体収納用モジュールの製作	I	R, C
パラシュートの製作	I	R, C
試験(※)の事前準備	I, R, A	R, C
試験(※)の実施	I, R	R, C
試験(※)結果のまとめ	I, R	R, C

- ・回収班の人員は1名であったため、設計・製作の大半を回収班長が自ら行った。
- ・試験の事前準備（実験計画書の作成など）や実施の際に不足する人員は他班から補った。

〈各種試験の割り振り〉

安全審査書に必要な各種試験については以下のように割り振った。

- ・パラシュート投下試験 回収班（全班絡む）
- ・長距離通信試験 電装班
- ・質量試験 機体班（全班絡む）
- ・機体の収納・放出試験 回収班
- ・パラシュート分離試験 回収班 & 電装班
- ・開傘衝撃試験 回収班（全班絡む）
- ・準静的荷重試験 機体班（全班絡む）
- ・GPSデータダウンリンク試験 電装班
- ・通信機電源ON/OFF試験 電装班
- ・通信周波数変更試験 電装班
- ・分離衝撃試験 機体班（全班絡む）
- ・振動試験 機体班（全班絡む）
- ・End to End試験 回収班 & 機体班（全班絡む）
- ・着地衝撃試験 機体班（全班絡む）
- ・制御履歴レポート試験 電装班
- ・ゴール検知試験 電装班
- ・悪路走行試験 機体班（全班絡む）

(ii) 課題点

- ・本来予定していた2回の打ち上げの中で、成功と言える結果が得られなかった。その原因はいずれも長時間動作によるプログラムエラーであるが、大会期間中には動作不良の根本的な改善を行う事はできなかった。

- 実験及び解析段階で、長時間動作時のデータ取得と不具合が起きたときの対策を練っておくべきだった。

- ・設計段階で、より高いレベルモノの設計を試みた結果、スケジュールが大会直前に過密になってしまった。

- スケジュール管理を徹底して、解析や実験に無理が生じないスケジュールを目指すべきであった。

- ・作業員への仕事の割り振りに大きな差が生じてしまった。

- 設計、製作等の作業が一部ワンマンになってしまっていたため、責任者は適切に仕事の分担を行うべきであった。部品など分割可能な部分を分担し、メンバーそれぞれが担当する部品に工夫やこだわりを持てれば、より良い機体を製作できたと思う。

- ・解析・実験に関して、実験条件の設定（なぜその値を用いたのか、値はどのように決定したのか等）が甘い部分が多々あった。

- 例えば、実際に打ち上げ時に機体にかかる準静的荷重のデータなど、科学的かつ定量的なデータに基づいた実験条件の設定を行うべきであった。

(iii) 今後の展望

ARLISS2022に参加したメンバーは、今大会が最後の大会であった。したがって、今後の方針については次期メンバー次第であるが、今大会参加メンバーの希望を以下に示す。

【ARLISS2022参加メンバーの希望】

私たちからの希望は大きく4つある。

1. より独創的かつ技術的に高度なミッション

今回のミッションステートメントに「3. 様々なミッションに応用できる汎用性を有すること。」とある通り、今回の機体はCanSatとして非常にオーソドックスな形態をしており、様々なミッションへの応用が可能である。したがって、今大会の機体を参考に、より独創的かつ技術的に高度なミッションに取り組んで欲しい。

2. 後輩への教育

私たちの代も、ロステクからの復帰に非常に多くの時間と労力を要したが、一度途絶えてしまったプロジェクトを再始動させるには非常に大きなエネルギーが必要である。したがって、後輩へ十分な教育を行い、今後も継続的にCanSat開発に取り組んで欲しい。

3. 0mゴールの達成

今回「Best Mission Award 第2位」という結果を頂くことができたものの、技術面では他チームに比べて劣っている部分がまだまだ多い。よって、今後の代には、技術面でも評価を得られるようなCanSatを作成し、悲願の0mゴールを達成して欲しい。また、近年では二輪型ローバーが非常に多いが、Comeback機だけではなく、ミッション特化型のCanSat製作にも積極的に取り組んで欲しい。CanSatは本来人工衛星を模擬したものであり、ミッションに合わせて様々な形態をとるべきである。前例や常識にとらわれないCanSatを期待している。

4. 外部からの資金調達

私たちの代は外部からの資金調達を行わなかったため、渡航費などメンバーの金銭的な負担が非常に大きかった。したがって、人員に余裕があれば、クラウドファンディングなどの資金調達にも積極的に取り組んでほしい。