

ARLISS2024大会報告書

提出日：2024年10月18日

チーム情報

CanSatチーム名	東京情報大学 SuperNOVA
CanSatチーム 代表者情報	秋山実穂 supernova.cansat@gmail.com, 070-8384-5107
UNISEC団体名	東京情報大学
UNISEC団体 学生代表	秋山実穂（個人登録）
責任教員	（一般枠のためなし）
CanSatクラス	Open Class

メンバー

役割	氏名（学年）
PM、開発	秋山実穂
開発	齋藤卓也

CanSatの製作目的・大会参加理由

研究活動のため 同団体の初参加チームの学生のサポートのため

目次

第1章	ミッション定義	3
第1.1節	ミッションステートメント	3
第1.2節	ミッション内容	3
第1.3節	サクセスクライテリア	9
第2章	システム要求	10
第2.1節	レギュレーションを満たすためのシステム要求	10
第2.2節	ミッションを達成するためのシステム要求	11
第3章	システム試験項目の設定	12
第3.1節	レギュレーションを満たすためのシステム試験項目	12
第4章	システム仕様	13
第4.1節	機体概観	13
第4.2節	機体機構	14
第4.3節	搭載機器	17
第4.4節	アルゴリズム	20
第5章	システム試験	21
第6章	工程管理	62
第7章	大会結果報告	64
第7.1節	目的	64
第7.2節	結果	64
⑤	打ち上げ1回目	64
⑥	打ち上げ2回目	65
⑦	打ち上げ3回目（1回目ロケットトラブルのリトライ）	66
第7.3節	考察	69
第8章	まとめ	70
第8.1章	工夫点・努力した点	70
第8.2章	課題点	70
第8.3章	今後の展望	71

第1章 ミッション定義

第1.1節 ミッションステートメント

カメラ画像でゴールをDeep Learning Object Detectionにより物体検出し誘導走行制御し、ToFカメラの深度画像を用いてゴールの距離を測定しながら0mまで確実に誘導制御を行い、0mゴールする。

第1.2節 ミッション内容

ミッションの詳細説明を記述する。ミッション説明は以下の①—④の項目ごとに記述する。

- ① 背景1：カメラ画像によるObject Detectionを用いたゴール認識
- ② 背景2：ToF深度画像による実測距離を用いたゴール認識
- ③ 背景3：ステレオカメラを用いたゴール認識
- ④ 今回行うミッション：カメラ画像によるObject Detection+ToF深度画像による実測距離の2つのカメラとセンサを用いる正確なゴール認識

① 背景1：カメラ画像によるObject Detectionを用いたゴール認識

1. カメラ画像によるObject Detectionを用いたゴール認識手法の概要

Object Detection(物体検知)では1枚の画像から物体を複数検知でき、画像中どこにあるかがわかる。CanSatにおいて1枚の画像でゴールの他にも人や気球なども同時に検知でき、それぞれ物体がどの位置にあるのかも座標情報で取得できる。また、ゴール認識だけでなく、複数の他の物体を検知できるため、ゴールと同じ赤色の服を着た人や赤い気球が同じ画像内に写ってもゴールと識別することができ、認識精度の向上ができる。

別の手法であるImage Classification(画像分類)手法では、1枚の画像全体を分類する手法であるため、ゴールを探すのに画面を分割するROI(Region Of Interest)を3分割、5分割や、さらに上下移動などを行う必要があるが、それを行う必要がなくなり、画像中どの位置においても物体を検出することができる。特にCanSatのチルト方向の傾きに強くなる。

認識速度においては、Raspberry Pi ZeroでもMobile Net SSD v2モデルでは数秒間で認識可能であり、さらにCoral等のアクセラレータを用いると、0.3秒以下で認識可能であるため、実装可能である。0.3sでの処理を行い、走行は1sごとにステアリングを制御するため、画像認識中は停止せずに走行しながらの走行制御が可能である。

Fig.1-1にObject Detectionのゴール発見の例を示す。

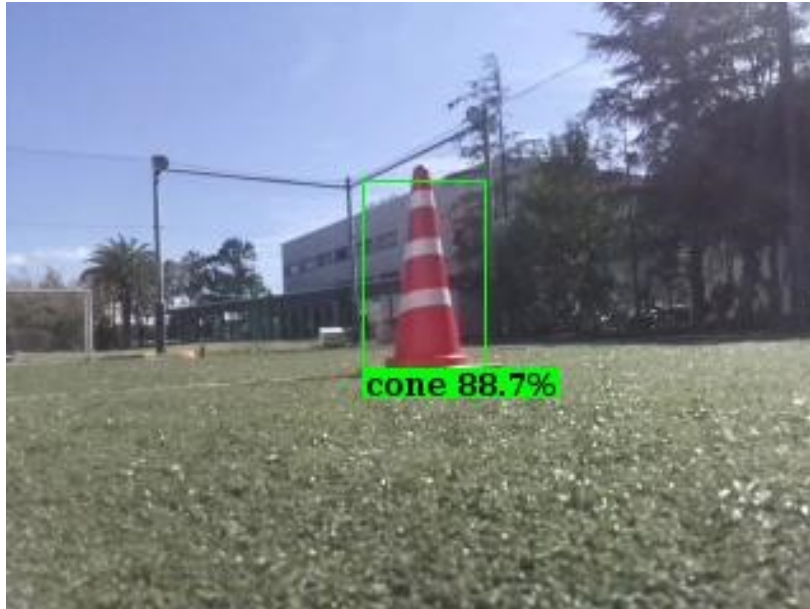


Fig.1-1 Object Detectionでのゴール発見の例

2. この手法の利点 (15m長距離, 1回0.2秒の高速で認識可能)

Object Detectionによるゴール認識では能代宇宙イベント2021において15mからゴールを認識でき, 長距離においてゴール認識が可能であることがわかった. Fig.1-2に15mからの実際の認識画像を示す.

また1回認識に約0.2秒で高速に認識できる. CanSat競技において能代宇宙イベント2021では着地から2分2秒でゴール, ACTS2021では35mゴールから離れた地点からGPS位置情報で走行後にObject Detectionによるゴール認識で3分7秒でゴールし, 約3分以内で高速にゴールまでの走行制御ができることがわかった.



Fig.1-2 NSE2021で15m地点からObject Detectionでゴール認識した画像

3. この手法の課題（正確な0mゴール判定が困難）

カメラ写真の画像における画像認識は10-1mでゴールの形が認識できるが、1-0m付近では画面いっぱいにゴールが映るため、画像から0m地点と確実に判定することが困難であった。0m付近の画像の例をFig.1-3に示す。

また実際にARLISS2022では画像の0m判定が困難であり、20cm地点で0mと判定した事象が発生した。実際のARLISS2022の20cm地点でのゴール判定した図をFig.1-4に示す。



Fig.1-3 近距離で画面いっぱいに写るゴール



Fig.1-4 画像で0m地点と誤判定した例

② 背景 2 : ToF深度画像による実測距離を用いたゴール認識

1. ToF深度画像による実測距離を用いたゴール認識手法の概要

ToF(Time of Flight)では距離センサを用いて深度画像を得ることができる。ToFカメラで撮影した深度画像を、Object Detectionで物体検出させた図をFig.1-5に示す。

ToFカメラの画像は、物体をHSV色変化で近距離や長距離で色分けしており、Fig.1-5では近距離の赤色を示している。さらに、画像中の四角領域でObject Detectionによりゴールを発見しており、その認識率が98.4%と表記されている。さらに深度情報である物体の距離情報が0.76mと表記されており、実測距離が測定可能であることが確認できる。

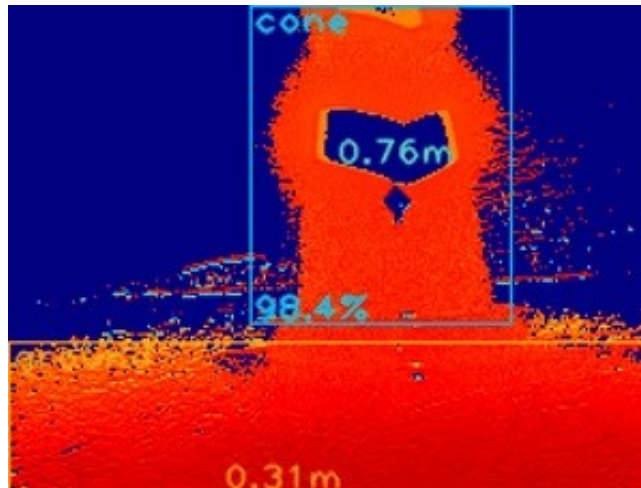


Fig.1-5 ToFカメラ深度画像をObject Detectionでゴールを発見している例

2. この手法の利点 (実測距離で正確に0mゴール判定できる)

ToFカメラでの実測距離により、ゴール判定時に正確に0mゴールをすることが可能になった。実際に能代宇宙イベント2023・ARLISS2023において0mゴールを達成した。

3. この手法の課題 (仕様測定限界が4m以内、カメラ写真データが取得できない)

ToFカメラでは4mまでが仕様上の測定距離となっている。4m以上CanSatが離れてToFによるゴール認識ができない場合がある。GPS位置情報では4m以上測位誤差が生じることがあり、実際に種子島ロケットコンテスト2023において、GPS測位誤差が約10m生じゴールを認識することができなかつた事象がある。

カメラ画像でのObject Detectionにおいては最大15mから認識可能であるため、その手法と比較すると認識距離が短い手法となる。

またToFでは深度情報のみが得られるが、惑星探査において重要である光学画像データである写真データを取得できない課題がある。

③ 背景3：ステレオカメラ+4Kカメラを用いたゴール認識

1. ステレオカメラ+4Kカメラを用いたゴール認識手法の概要

Luxonis OAK-D-LITE Depth AIカメラでは、ステレオカメラ及び4Kカメラの2種類のカメラを搭載している。手法①のObject Detectionで長距離からの認識を可能にし、手法②深度画像による実測距離の正確なゴール判定も可能である。ゴール認識のイメージ図をFig.1-6に示す。

さらにカメラ内に機械学習の演算ユニット(Myriad Xイメージプロセスユニット)を搭載しており、高速でゴール認識をすることができる。Object Detectionでの1回のゴール認識の速度は約0.08sで認識可能である。

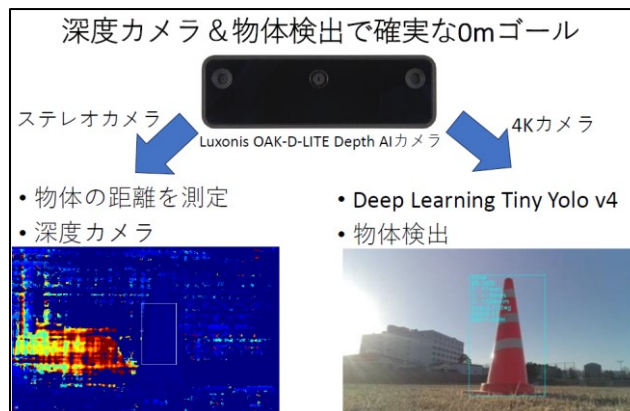


Fig.1-6 ステレオカメラ+4Kカメラを用いたゴール認識のイメージ図

2. この手法の利点 (長距離, 近距離で認識精度が高い, 認識速度が速い)

長距離からカメラでObject Detectionで認識でき、近距離のゴール判定時にも深度画像で実測距離での正確なゴール判定が可能である。2つのカメラと、AI演算ユニットを搭載することで、1つのデバイスで従来手法の利点を備えたゴール認識が可能になった。

3. この手法の課題 (消費電力が大きい, 7m以上と30cm以内で距離測定不能に)

Luxonis OAK-D-LITE Depth AIカメラでは消費電力が大きい、ARLISSなどの数時間、数km走行する設計要件では稼働できない。性能は良いが、より低電力で設計する必要がある。

また7m以上と30cm以内の距離において距離測定不能になる問題もあった。ステレオカメラの距離ごとの認識率のグラフをFig.1-7に示す。

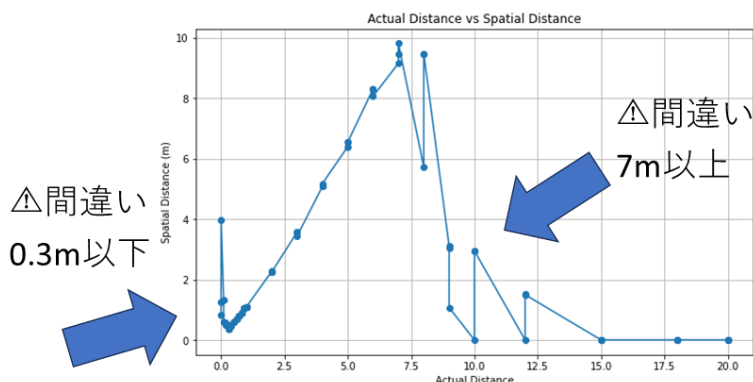


Fig.1-7 ステレオカメラの、7m以上と30cm以内の認識率の低下

④ 今回行うミッション：カメラ画像によるObject Detection+ToFセンサによる実測距離の、2つのカメラとセンサを用いる正確なゴール認識

1. カメラ画像によるObject Detection+ToF深度情報による実測距離の2つのカメラとセンサを用いる正確なゴール認識手法の概要

今回行うミッションでは、手法①のRaspberry Piカメラ画像をObject Detectionと、手法②でのToFの深度情報の、2つのカメラを搭載し距離ごとにゴール認識を行う。

ToFセンサはVL53L5CXを使用し、このセンサは、8x8の64ピクセルのマトリックスを持ち、各ピクセルが独立して距離を測定できるため、広範囲の距離情報を一度に得ることができる。今回行うミッションのイメージ図をFig.1-7に示す。



Fig.1-7 今回行うミッション：カメラ画像によるObject Detection+ToFセンサによる実測距離の2つのカメラを用いる正確なゴール認識

また実際にToF及びObjectDetectionでゴール認識をした結果をFig.1-8に示す。

画像中にはObjectDetectionで水色の四角領域にゴールを認識しており、ToFで8x8の領域の距離測定の結果が表示されている。画像中ゴールの範囲にはToFの距離が近い値を示していることが確認できる。

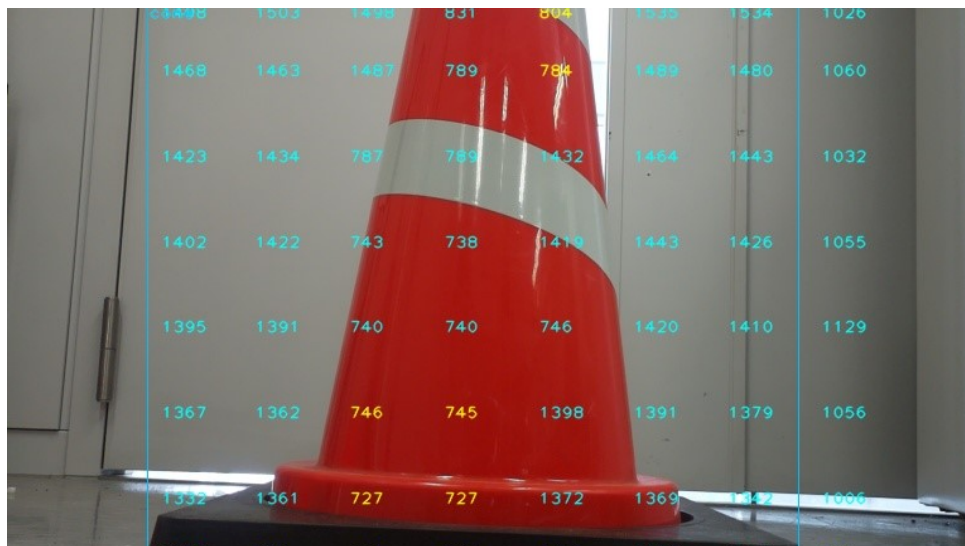


Fig.1-8 Object Detection+ToFセンサによる実測距離の結果

2. この手法の利点

前項で説明した背景①～③においては、それぞれ①Object Detectionでは長距離認識(約10m)の認識が可能であり、②ToF深度画像では近距離認識(約1-0m)で正確に認識が可能であり、③ステレオカメラ+カメラでは長距離・近距離どちらも正確に認識できるが消費電力が大きい特徴があった。

今回行うミッションの④カメラ+ToFセンサでは、長距離認識(約10m)、近距離認識(約1-0m)において正確に認識が可能であり、かつ低消費電力の設計であり、カメラ写真データが取得可能であるため、従来よりも優れたゴール認識を行うことが可能である。

背景①～③と今回のミッション④の各手法における定性的評価をTable 1に示す。

Table 1 各手法における定性的評価

手法	長距離認識 (約10m)	近距離認識 (約1-0m)	低消費電力	写真データの 取得
① Object Detection	○	×	○	○
② ToF深度画像	×	○	○	×
③ ステレオカメラ+カメラ	○	△	×	○
④ カメラ+ToFセンサ 今回のミッション手法	○	○	○	○

第1.3節 サクセスクライテリア

ミニマムサクセス	CanSatが放出落下後に破損なく着地し、パラシュートから分離し、GPS位置情報からモータ回転数制御により10m以上走行する。
フルサクセス	CanSatがGPS位置情報でゴールへ接近後、ラズパイカメラを用いてObject Detectionによりゴールを認識し接近、ゴール判定ではToFカメラによる実測距離を測定しながら0mゴールする。
エクストラサクセス	ToFカメラ画像で実測距離から正確に0mゴール誘導し、CanSatタイヤが両輪ゴールの円柱へ接触する、真っ直ぐかつ正確な0m距離のゴールをする。 補足：タイヤ両輪がゴール円柱へ接触することで、ゴールへ直進方向で正確に制御したことが評価でき、ゴール台座でなく円柱部分に接触していることで目標位置へのより近距離に正確に到達できることが評価できる

第2章 システム要求

第2.1節 レギュレーションを満たすためのシステム要求

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求
R1	CanSatは規定のサイズと質量以内でなければならない。
R2	CanSatはロケットから放出後、位置が特定できなければならない。
R3	CanSatは規定の終端速度の範囲内で降下しなければならない。
R4	CanSatは打上げ時、パラシュート開傘時の衝撃を受けた後もその機能を維持しなければならない。
R5	CanSatはロケット搭載時に無線の送波を停止しなければならない。
R6	CanSatに搭載する全ての無線機は要求に応じて周波数の変更を行えなければならない。
R7	CanSatはロケットに搭載後メンテナンスなしにミッションを維持しなければならない。
R8	CanSatはロケットに損傷を負わせる可能性のある機構や物質を搭載してはいけない。
R9	CanSatは制御されることなく着地しなければならない。

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求 (Comeback Competition)
CR1	CanSatは完全に自律的に制御されなければならない。
CR2	チームはレギュレーションで指定されたコントロールレコードを提出しなければならない。

UASに該当する全てのCanSatは以下のレギュレーションを満たすためのシステム要求項目を設定してください。レギュレーションに対し一対一で記載されています。必要であれば適宜変更してください。

※ランバックタイプなのでUAS関係の試験は行わない

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求 (UAS)
UR1	CanSatはFAA認証を取得しなければならない。
UR2	CanSatは対地高度400ftを超えて飛行してはならない。

第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求

第1章で設定したサクセスクライテリアを達成するためのCanSatへの要求項目を記載してください。ミッションを分析することで記載が必要な要求項目が顕在化すると思いますので、各チームの独自性や詳細な要求設定の定義を期待します。

※一般枠のためミッション試験は行わない

番号	ミッションを達成するためのシステム要求
M1	例)ゴール地点に設置されたコーンを検知できること。
M2	

第3章 システム試験項目の設定

第2章で設定したシステム要求に対しての試験項目を書いてください。全てのシステム要求がいずれかのシステム試験項目で評価されなければなりません。

第3.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験項目

全てのCanSatは、レギュレーションを満たすためのシステム要求項目の全てに対して試験項目を設定してください。

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施(予定日)
RV1	質量試験	R1	5月31日
RV2	機体の収納・放出試験	R1, R8	6月23日
RV3	GPSデータダウンリンク試験	R2	6月27日
RV4	落下試験	R3, R9	7月14日
RV5	準静的荷重試験	R4	6月19日
RV6	振動試験	R4	7月22日
RV7	分離衝撃試験	R4	7月1日
RV8	通信ON/OFF試験	R5	7月18日
RV9	通信周波数ch変更試験	R6	7月18日
RV10	End-to-end試験	R7,CR1	7月19日

Comeback Competitionに参加する全てのCanSatは、システム要求番号がCRであるレギュレーションを満たすためのシステム要求項目に対して試験項目を設定してください。

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
CRV1	End-to-end試験	R7,CR1	7月19日
CRV2	制御履歴レポート作成試験	CR2	7月19日

※ランバックタイプなのでUAS関係の試験は行わない

※一般枠のためミッション試験は行わない

第4章 システム仕様

第4.1節 機体概観

- 機体の外観のCAD図や写真を用いて直径・高さの寸法を矢印などで簡単に説明してください。（写真内に物差しを置く・図に数値を書き込むなど）
- 最低、3面以上から見た図を示してください。（例：正面図・平面図・右側面図・鳥瞰図）
- 図や写真を示す際は、可能な限り余白などが無いように示してください。
- 展開・収納などの機構変形により寸法が変化する場合、変形前後の寸法も示してください。

直径 [mm]	210
高さ [mm]	170 (展開時)
質量 [g]	947

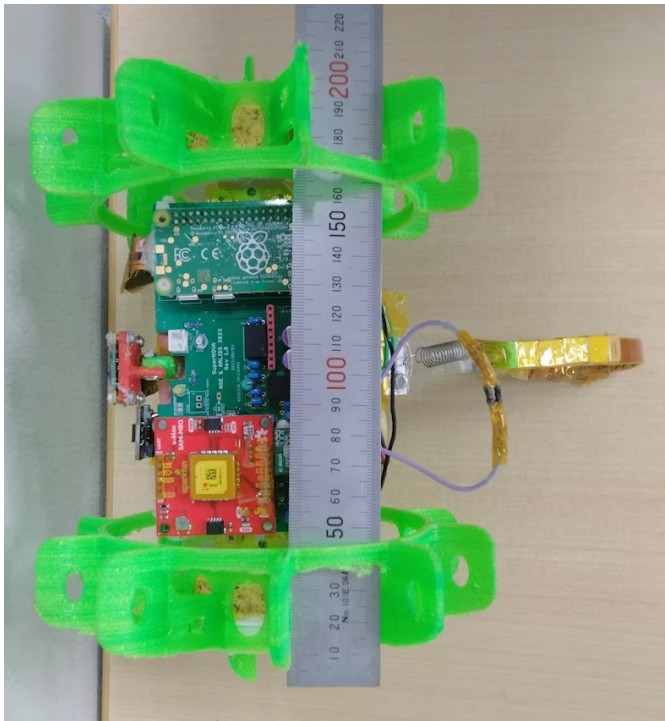


Fig. 4-1-1 CanSat全長



Fig. 4-1-2 CanSat高さ

第4.2節 機体機構

- 機体の各機構について、どのような構造になっているのか、どのような特徴があるのかを図や写真を用いて説明してください。
- 必要に応じて断面図やサブシステム毎に分けて説明してください。CADやCGのアニメーション機能によるイメージ図や動画があれば添付してください。

【機体】

機体はポリカーボネート1枚の板に左右モータを取り付け、モータの裏側は電子回路を搭載している。また能代宇宙イベント等のスタックしやすい草地でもスタックしないように、草を乗り越えられるタイヤ内側に空洞になる形の設計のタイヤを取り付けた。グリップとの隙間に草が食い込む形となり大きい草等乗り越えられる構造となっている。CanSatを斜めから見た図をFig.4-2-1に示す。CanSatを正面から見た図をFig.4-2-2に示す。CanSatを上から見た図と下から見た図をFig.4-2-3に示す。

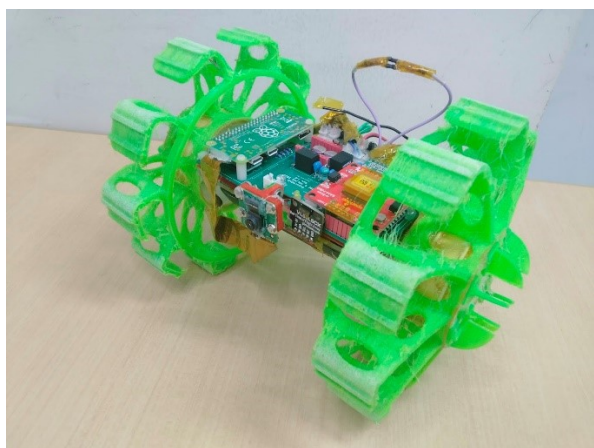


Fig.4-2-1 CanSatを斜めから見た図

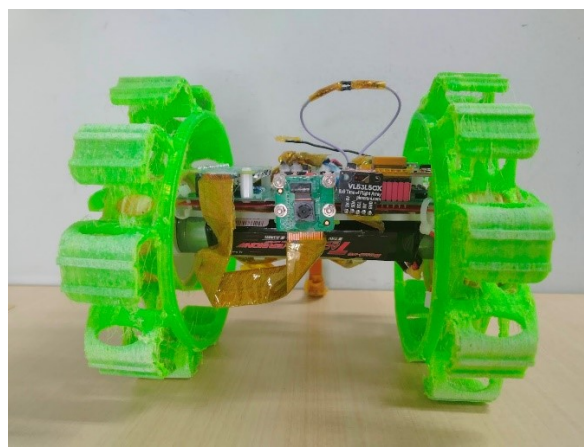


Fig.4-2-2 CanSat正面から見た図

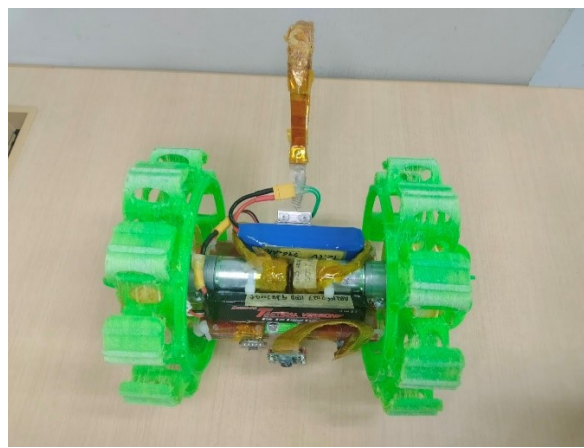
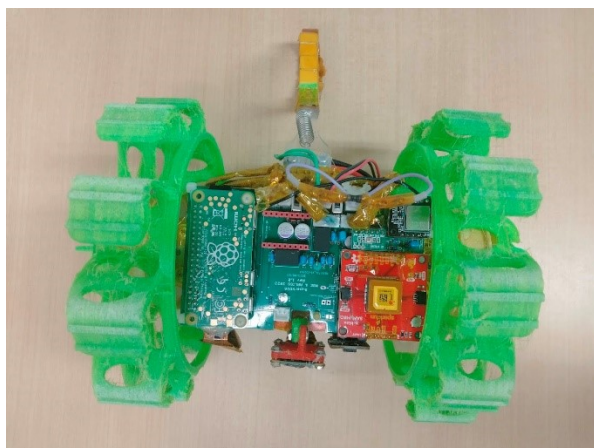


Fig.4-2-3 CanSatを上から見た図（左），CanSatを下から見た図（右）

従来のタイヤには天然ゴムスポンジを利用することで着地衝撃に耐え、着地時に衝撃吸収を行う仕様となっていた。3Dプリンタの中でもゴムのような柔らかさを持つTPU素材(熱可塑性ポリウレタン)を利用することで、天然ゴムスポンジより複雑な造形ができる3Dプリンタを利用することにより機体への衝撃緩和と草へのスタック防止ができるタイヤを作成した。また、その柔らかさからキャリア収納のサイズも容易に小型化することができる。従来使用していたNRスポンジ素材と比較し、TPUタイヤが柔らかいことがわかる図をFig.4-2-4に示す。

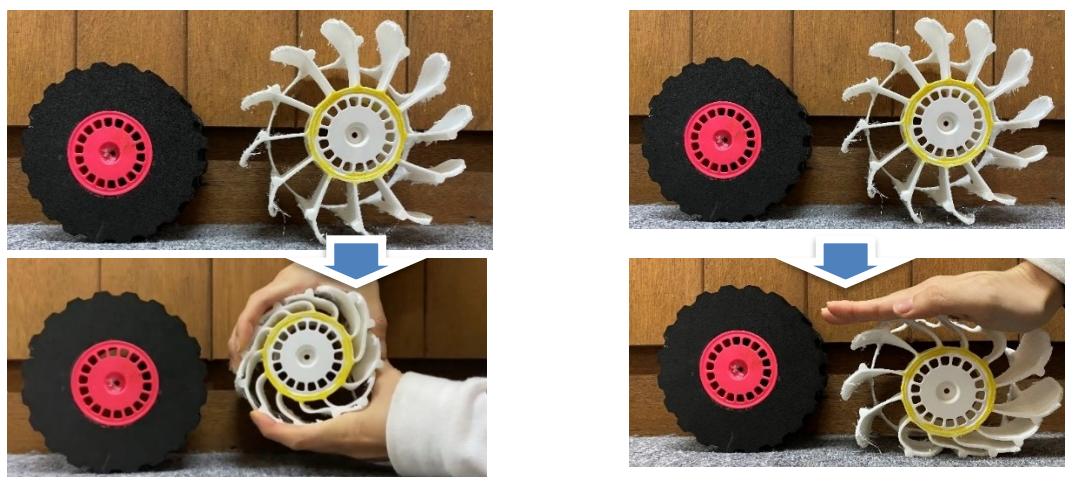


Fig.4-2-4 TPUタイヤ(右)の収納性, TPUタイヤ(右)の柔らかさ

機体にはプラスチックの中で最も硬い素材のポリカーボネートを利用し、着地時に衝撃で少し曲がることにより衝撃吸収を行う仕様となっている。ポリカーボネートの柔らかさがわかる図をFig.4-2-5に示す。

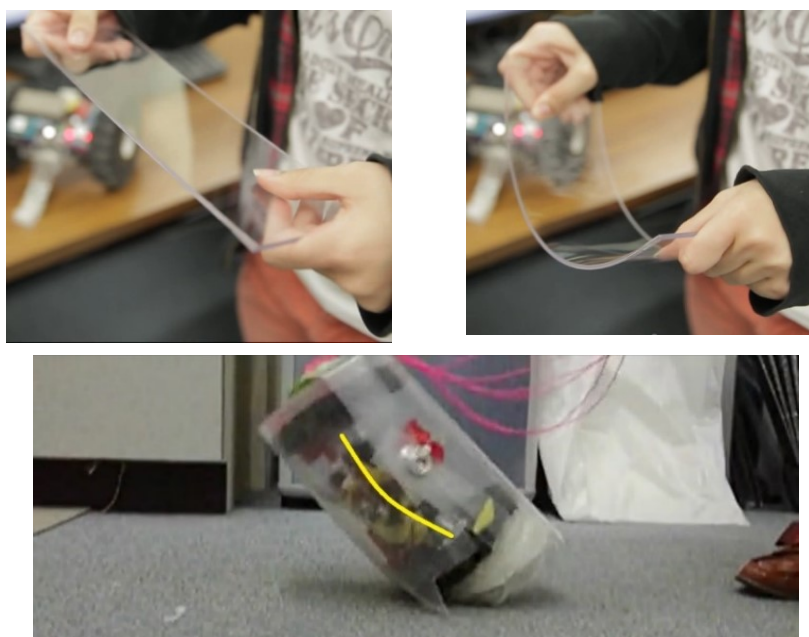


Fig. 4-2-5 ポリカーボネート衝撃吸収

【減速機構パラシュート】

減速機構のパラシュートにはCanSatとの絡まり防止のための素材や構造を取り入れている。パラシュートの画像をFig.4-2-6に示す。

・パラシュート生地

衝撃に耐えられるよう破れにくく、固くさらさらとした生地でCanSatが上を走行してもタイヤに巻き付きにくくした。

・ひも1

曲がりにくい素材である金属ワイヤーを利用し、機体に巻き付くことを防いだ。生地との接続部は6つでクランプカンによる頑丈な圧着がしてある。

・ひも2

強い力を加えないと曲がらない金属メジャーを利用することで、CanSat上にパラシュートが落下せず、CanSatと遠ざかって着地ができる構造により、絡まり防止をした。

・CanSatケース

機体上へパラシュートが落下しても開いたとき弾かれることで直接の絡まりを防止した。

また、CanSatとパラシュート紐との接続部と、分離機構部分をケース越しに2か所設けたことにより、開傘衝撃がCanSat分離部分へ加わらないようにし、衝撃緩和を行った。

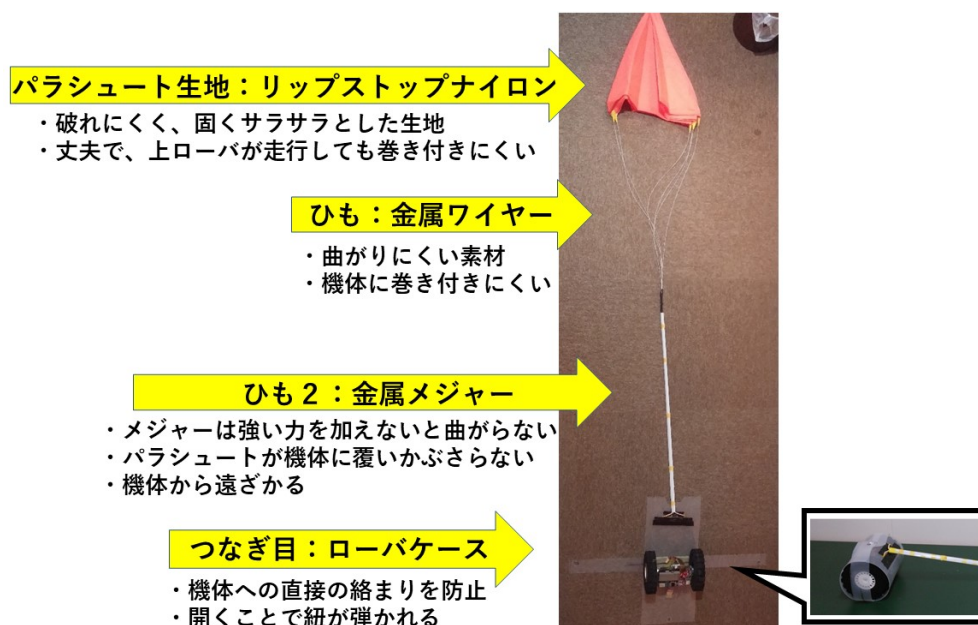


Fig. 4-2-6 パラシュート

第4.3節 搭載機器

【マイコン, モータ, 電源】

RaspberryPi Zero 2 Wをマイコンに利用し, SAM-M10Q搭載 GPSで位置情報を取得し現在位置と目標位置の角度を計算し, TB6612のDual Motor Driverに目標位置への旋回PWM制御値を出力し, モータに出力する. またバッテリーは3S 11.1Vをモータ用電源, 2S 7.4Vをコンピュータやセンサ用電源の2つを利用する.

【センサ類】

BNO055で±16Gの加速度・ジャイロ・磁気を取得し, H3LIS331DLで200Gの加速度を取得, BME280で気圧・気温を取得. 加速度・ジャイロはCanSatの衝撃値やCanSatが上下反転して走行しているときに上下を戻すために用いて, 気圧・温度はCanSatの高度とコンピュータに加わる熱の温度の参考に使っている.

また, 気圧センサが故障時にはPhoto IC Diodeで放出されたかどうか明るさをMCP3208 A/D ConverterでA/D変換し測定している.

【長距離通信無線】

また, 長距離地点へ落下した際にLoRaを用いて位置情報を送信し, 現在位置特定に利用している.

【カメラ】

ゴールより数m接近後に機械学習による画像認識で誘導制御を行うために, Raspberry Pi Camera v2から写真を撮影しゴールのパイロンが写っているか判定し誘導を行う. 機械学習の演算にCoral USB Acceleratorで計算時間を高速にする. ゴール判定にToF Sensorでゴール距離を計測し, ゴール判定を行う.

Fig.4-1にシステム図を示す. また, 実際に使用している電子部品の一覧をTable 4-3に示す.

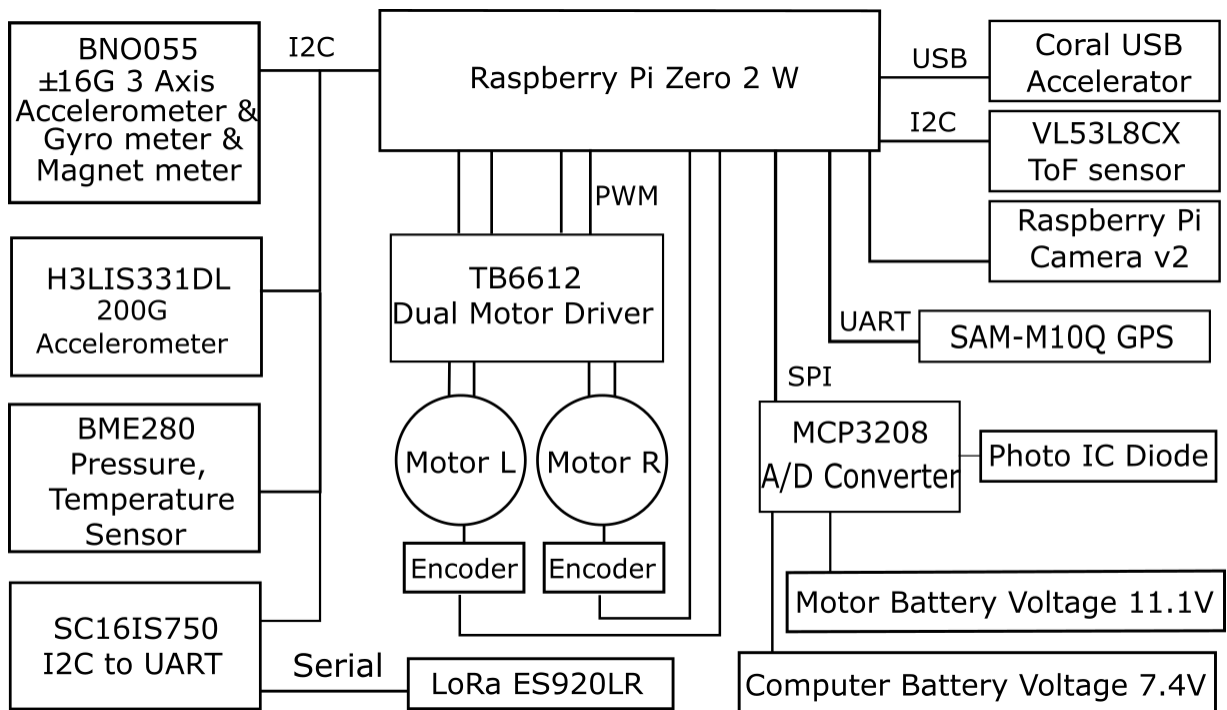


Fig.4-3 システム図

Table 4-1 使用部品

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	URL
GPS	SAM-M10Q GPS	SWITCH SCIENCE	ssci.to/8918
マイコン	Raspberry Pi zero 2 W	SWITCH SCIENCE	https://www.switch-science.com/catalog/7600/
Raspberry Pi カメラ	Raspberry Pi Camera V2	SWITCH SCIENCE	ssci.to/8940
ToFカメラ	VL53L5CX 8x8 ToF	SWITCH SCIENCE	ssci.to/8293
Coral USB(AI演算)	Coral USB Accelerator	SWITCH SCIENCE	ssci.to/5817
200G加速度センサ	H3LIS331DL	SWITCH SCIENCE	https://cdn.sparkfun.com/assets/c/6/5/8/d/en.DM00053090.pdf
16G加速度センサ	LSM9DS1	SWITCH SCIENCE	https://cdn.sparkfun.com/assets/learn_tutorials/3/7/3/LSM9DS1_Datasheet.pdf
加速度・ジャイロ・地磁気 9軸センサ	BNO055	秋月電子	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/AE-BNO055-BO_20220413.pdf
気圧センサ	AE-BME280	秋月電子	http://akizukidenshi.com/download/ds/bosch/BST-BME280_DS001-10.pdf
A/Dコンバータ	MCP3208	秋月電子	http://akizukidenshi.com/download/MCP3208.pdf
I2Cシリアル変換	SC16IS750	SWITCH SCIENCE	https://www.switch-science.com/catalog/2310/
無線通信機	LoRa	SWITCH SCIENCE	ssci.to/8516
モータドライバ	TB6612	秋月電子	http://akizukidenshi.com/download/ds/Toshiba/TB6612FNG_datasheet_ja_20141001.pdf
モータ	POLOLU ギアードモータ75:1	POLOLU	Pololu - 75:1 Metal Gearmotor 25Dx69L mm MP 12V with 48 CPR Encoder
5V3端子レギュレータ	NJM7805SDL1	秋月電子	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/NJM7800S_J.pdf
3.3V3端子レギュレータ	NJM2845DL1-33	秋月電子	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/NJM2845.pdf
バッテリー (モータ用)	11.1V 700mAh リポバッテリー	DCI Guns	https://dciguns.cart.fc2.com/ca51/422/p-r51-s/
バッテリー (computer用)	GFORCE リポバッテリー7.4V 1300mAh	Amazon	https://amzn.asia/d/hjbqjUU

第4.4節 アルゴリズム

① 落下判定～パラシュート離脱

プログラム開始後、気圧センサの値を測定し、地面から上空に上がった後地面に落ちてきたかを高度で判定し、その後パラシュートを切り離し、CanSat走行方向にパラシュートがあれば画像認識で旋回する。パラシュートを切り離すとデータが取得できているか確認し、できなければもう一度制御を切り離しから行い、GPSなど制御に必要なデータが取得できない場合取得できるまでシーケンスを繰り返す。

② 走行制御～ゴール付近までの誘導走行制御

GPS位置情報から走行制御を開始し、パラシュートが走行方向にあれば旋回制御を行う。走行中機体が上下反転していないか判定し、上下反転している場合は調整動作を行う。スタックした場合はスタック処理のバック動作や回転動作から脱出動作を行う。ゴール10m以内まで近づくと減速しゴールに近づきやすい走行を行う。

③ 0mゴール誘導走行（ミッション）

ゴール4m以内まで近づくとカメラ画像からDeep Learning(Object Detection)でゴールを発見するまで旋回走行する。画面に大きくゴールを検知すると、ToFカメラ深度画像で実測距離を測定しながらゴールの方向へ走行し、20cm以内を検知すると直進後ゴール判定し停止する。フローチャートをFig.4-4に示す。

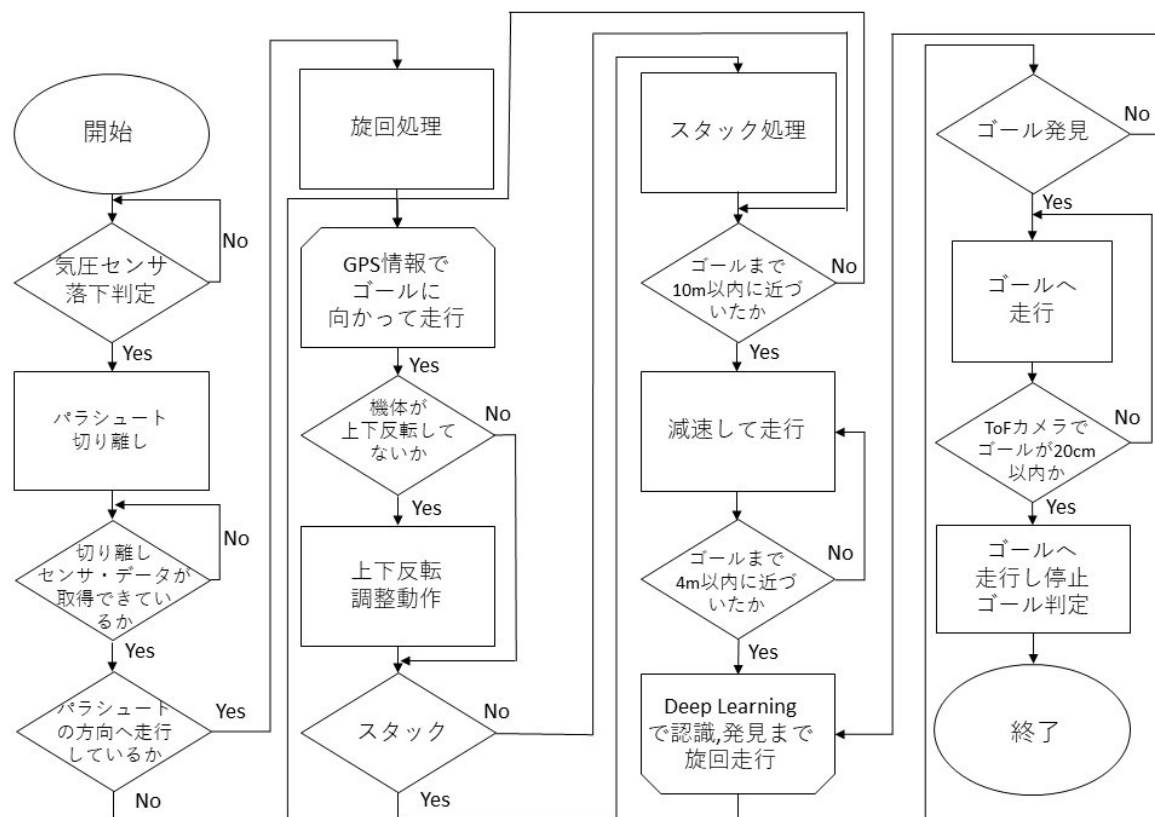


Fig.4-4 フローチャート

第5章 システム試験

第5.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験

RV1 質量試験

- 目的
 - CanSatがキャリア格納時にレギュレーション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(1050g)以下であることを確認する.
- 試験結果
 - CanSat本体とパラシュートの合計質量は974[g]であった.



Fig.5-1-1 CanSat本体とパラシュートの合計質量

- 結論
 - CanSatはキャリア格納時にレギュレーションを満たす.

RV2 機体収納・放出試験

- 目的
 - CanSatがキャリア格納後に自重で放出することができ、レギュレーションを満たすことを確認する。
- 試験内容
 - CanSat本体とパラシュートを、本番同様の状態でレギュレーションサイズの寸法のキャリア（ARLISSロケット提供団体AeroPacから購入した原品）に収納後、自重で落下することを3回確認する。キャリアの寸法奥行をFig.5-2-1、外径をFig.5-2-2に示す。

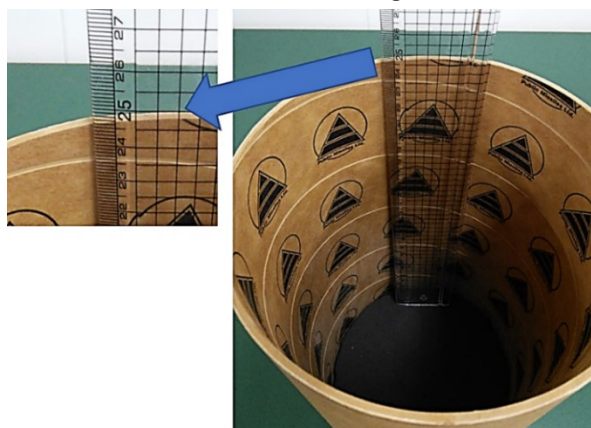


Fig.5-2-1 キャリア収納ケースの奥行寸法

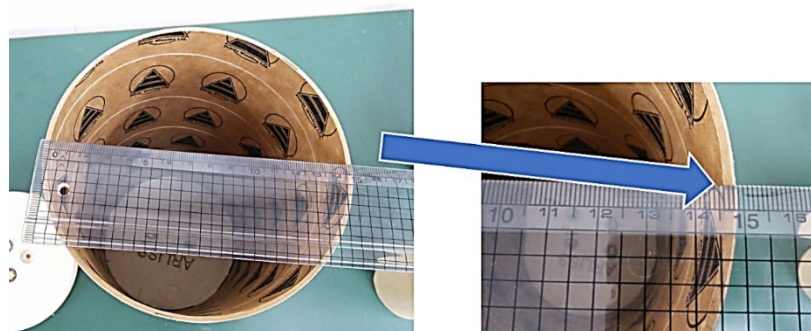


Fig.5-2-2 キャリア収納ケースの外径寸法

Fig.5-2-1, Fig.5-2-2から、キャリアが規定の奥行240mm外径146mmであった。Fig.5-2-1では目盛りは奥行245mmを指しているが、定規の余白が5mmあるため、キャリアの奥行きは240mmである。

また、CanSatは保護ケースで覆った状態で、キャリアに収納するため、保護ケースに覆った状態で計測する。

規定サイズ内のキャリア収納ケースに収納後、CanSatが自重で落下できることを3回確認し、その様子を動画撮影する。またキャリア収納までの時間が5分以内であることを確認する。

- 試験結果

- 試験結果をTable 5-2に示す。CanSatを収納後、自重で放出することが3回中3回確認できた。またその収納時間は5分以内であった。

Table 5-2 機体収納・放出試験結果

回数	実験動画	放出判定
1	 https://youtu.be/0lCSgb_wGX4	<p>自重で放出できた</p> <p>また動画時間は2:00であり、キャリア収納が5分以内でできた</p>
2	 https://youtu.be/GTvTY85t4Uc	<p>自重で放出できた</p> <p>また動画時間は2:12あり、キャリア収納が5分以内でできた</p>
3	 https://youtu.be/uX2Xh-8IuX0	<p>自重で放出できた</p> <p>また動画時間は1:27であり、キャリア収納が5分以内でできた</p>

- 結論

- 機体は既定のキャリアに収納可能であること確認でき、レギュレーションを満たす。

RV3 GPSデータダウンリンク試験

- 目的
 - ロスト対策として、CanSatの位置情報を長距離通信で受信可能であることを確認する。
- 試験内容
 - LoRa（使用周波数：920MHz帯）を使用し、長距離での無線の受信を行い、CanSatの位置の特定が可能か確認した。

CanSatに搭載したLoRa(送信機)からの電波を、LoRaで受信したログを液晶ディスプレイで表示させる装置(受信機)で受信し、位置情報の受信データを表示することで長距離に離れているCanSatの位置を特定する。

実験では4km以上の通信を目標とした。打ち上げ高度は4kmであるため、ロケットとの分離後に追跡ができることを目標としている。
またパラシュート色はオレンジ色であり、おおよその位置情報を特定後に空中で目視にて放出後のCanSat方角を追跡した後に、そこから検索をすることを目的に、打ち上げ高度である4km以上の追跡距離を目指す。

実験に使用した、LoRa搭載の受信機の写真をFig.5-3-1、LoRaを搭載した送信機CanSatの写真をFig.5-3-2に示す。

また、実際に距離測定を行った位置座標を示す。

- 距離の指定場所：【緯度35.58900000経度140.50214333】（送信機）
～【緯度35.552222 経度140.472500】（受信機）の約5.0kmの距離



Fig. 5-3-1 LoRa受信機(LCDでログ表示)

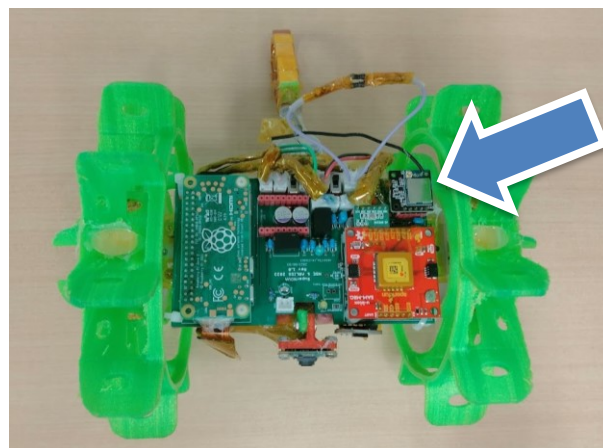


Fig. 5-3-2 LoRa送信機 (CanSat)

- 試験結果

- CanSatに組み込んだ送信機位置を【緯度35.58900000経度140.50214333】に配置し、受信機を【緯度35.55222 経度140.472500】に配置し無線通信を試したところ、無線通信が成功した。

送信機位置写真をFig.5-3-3、受信機位置写真をFig.5-3-4、
受信～送信位置の Google MAPをFig.5-3-5、受信機で実際に取得したデータをFig.5-3-



Fig. 5-3-3 送信機位置写真（蓮沼海浜公園 展望塔 最上階）

6示す。

21°北
北緯 35°33'8" 東経 140°28'21"
山武市、千葉県
高度 0 m

北緯35° 33' 8"
東経140° 28' 21"
↓
北緯35.552222
東経140.472500



Fig. 5-3-4 受信機位置写真（本須賀海水浴場）（スマホの現在位置参考）



Fig. 5-3-5 受信～送信位置の Google MAP (4.91km)

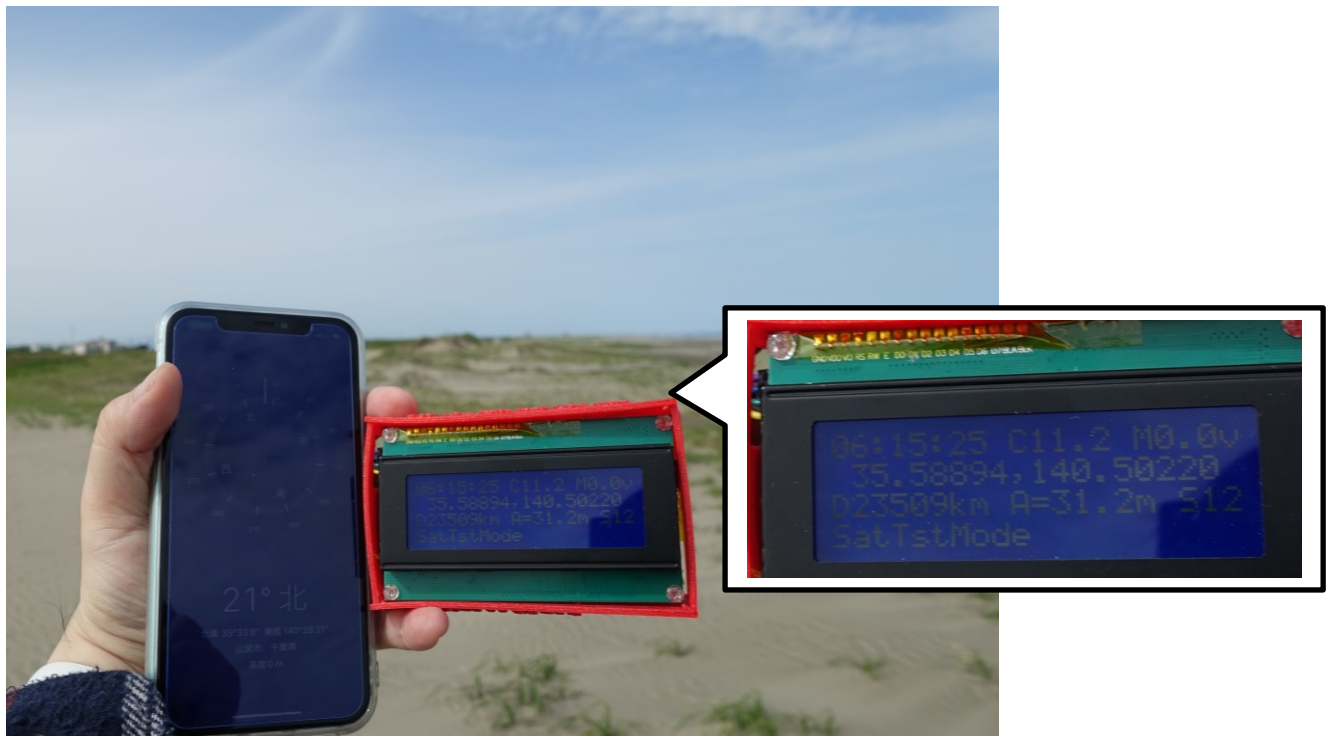


Fig. 5-3-6 受信機で実際に取得したデータ

CanSat位置情報の送信機から、受信したGPSデータをリアルタイムで表示されている動画を撮影した。

○GPSデータダウンリンク試験の動画：<https://youtu.be/plZe2Na7tLA>

○受信ログファイル：<https://drive.google.com/drive/folders/1ApfnZx8JJDT28JGoP42uNGKzTA8-mcaP?usp=sharing>

実験を行った結果、約5kmの長距離通信が可能であることが確認できた。

- 結論
 - CanSatから約5km離れた地点から、CanSatの位置情報を受信でき、ロスト対策にCanSatの位置特定が有効であることを確認し、ロスト対策のレギュレーションを満たす。

RV4 落下試験

- 目的
 - パラシュートの開傘と減速が可能で、終端速度が5m/s以上であり、かつ4m/s～6m/sで落下ができ、終端速度がレギュレーションのあることを確認する。またCanSatは制御されることなく着地し、レギュレーションを満たすことを確認する。
- 試験内容
 - CanSatをつけたパラシュートをドローンから3回落下させ、その様子を動画に撮影し、その後落下させた際の気圧から求めた高度ログデータ(サンプリング1/100s)から、終端速度を求める。その終端速度が5m/s以上であり、かつ4m/s～6m/sであることを確認した。
また落下試験後にCanSatの動作に問題がないか、機体故障部分がないかを確認した。
実際に落下試験で投下させた様子をFig.5-4-1に示す。



Fig.5-4-1 落下試験のドローン投下

- 試験結果

- 落下実験において、約15-20mから落下させ、落下中から約0m付近のデータまでの時間から、終端速度を求めた。実際に観測した高度[m]データと、経過時間[1/100s]のデータをTable 5-4-1に示す。

Table 5-4-1 実際に観測した高度データとその経過時間

回数	終端速度到達地点 (高度7m地点)		着地地点 (高度0m地点)
1回目高度	6.33 [m]	→	0.65 [m]
1回目経過時間	7/14 6:4:40 [s]	→	7/14 6:4:41 [s]
2回目高度	7.92 [m]	→	2.23 [m]
2回目経過時間	7/14 6:22:54 [s]	→	7/14 6:22:55 [s]
3回目高度	8.89 [m]	→	2.87 [m]
3回目経過時間	7/14 6:37:8 [s]	→	7/14 6:37:9 [s]

【1回目終端速度】

$$\text{終端速度[m/s]} = \frac{\text{落下高度 [m]}}{\text{経過時間 [s]}} = \frac{6.33 - 0.65}{4:40 - 4:41} = \mathbf{5.68[m/s]}$$

【2回目終端速度】

$$\text{終端速度[m/s]} = \frac{\text{落下高度 [m]}}{\text{経過時間 [s]}} = \frac{7.92 - 2.23}{22:54 - 22:55} = \mathbf{5.69[m/s]}$$

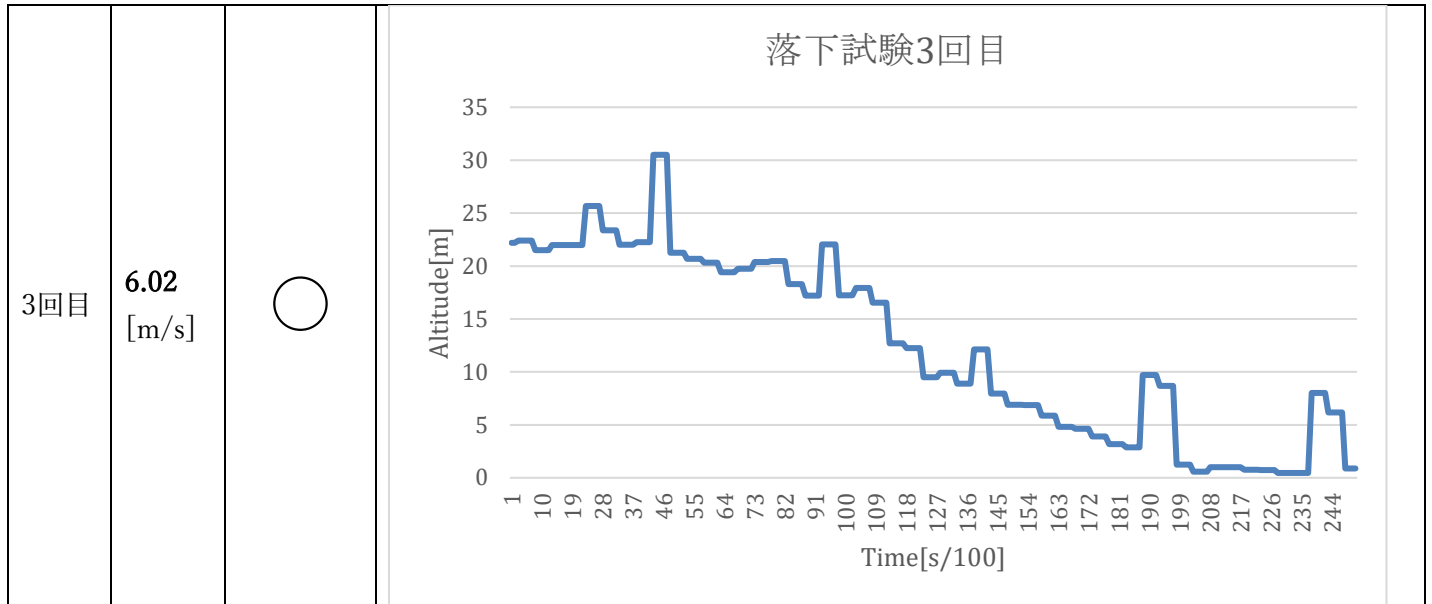
【3回目終端速度】

$$\text{終端速度[m/s]} = \frac{\text{落下高度 [m]}}{\text{経過時間 [s]}} = \frac{8.89 - 2.87}{37:8 - 37:9} = \mathbf{6.02[m/s]}$$

落下試験を3回行った結果をTable 5-4-2にまとめた。

Table 5-4-2 落下実験結果

回数	終端速度	5-6m/s であるか ○or×	落下実験データグラフ
1回目	5.68 [m/s]	○	<p style="text-align: center;">落下試験1回目</p> <p style="text-align: center;">Altitude[m]</p> <p style="text-align: center;">Time[s/100]</p>
2回目	5.69 [m/s]	○	<p style="text-align: center;">落下試験2回目</p> <p style="text-align: center;">Altitude[m]</p> <p style="text-align: center;">Time[s/100]</p>



3回の落下実験の結果，落下速度は5.68[m/s]～6.02[m/s]であり，レギュレーションで指定された落下速度であることが確認できた．またパラシュートを開傘でき，減速機構として機能することを確認した．落下試験を撮影した様子を以下に示す．

- 落下実験動画1回目：<https://youtu.be/VUqFYZtoR-k>
- 落下実験動画2回目：<https://youtu.be/rFzNGXMBS7Y>
- 落下実験動画3回目：<https://youtu.be/FAIGxNA1cCY>

- 結論

- ▶ CanSatはレギュレーションで指定された落下速度で，パラシュートを用いて減速させることが可能である．

RV5 準静的荷重試験

- 目的
 - CanSatがロケットの打ち上げにかかる想定される大きさの準静荷重をCanSatに加え、CanSatが耐えられることを実証する。
- 試験内容
 -

【試験値の設定】

荷重をかける時間を設定するために、自団体が実際にARLISS2019にて測定したロケットの打ち上げ時間とその際の荷重を参考にする。ARLISS2019で3回分の打ち上げにて実際にロケットの荷重がかかっている準静的荷重の値と時間はそれぞれ、

1回目最大約9.78[G]で7[s]、

2回目最大約8.93[G]で8[s]、

3回目最大約8.32[G]で8[s]だった。

準静的荷重の値はレギュレーションの推奨値10[G]を下回っており、時間は10[s]以内であることから、試験ではレギュレーション推奨値の10[G]の準静的荷重を10[s]与えた。実際に荷重がかかっているARLISS2019グラフを、ARLISS 1回目準静的荷重をFig. 5-5-1に、ARLISS 2回目準静的荷重をFig.5-5-2に、ARLISS 3回目準静的荷重をFig.5-5-3に示す。

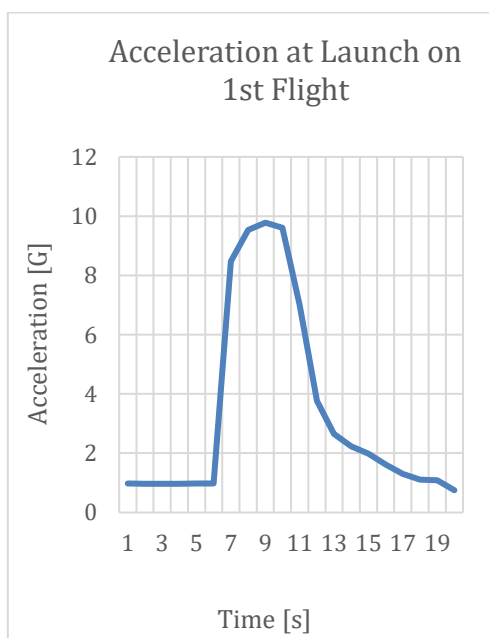


Fig.5-5-1 2019打ち上げ1回目

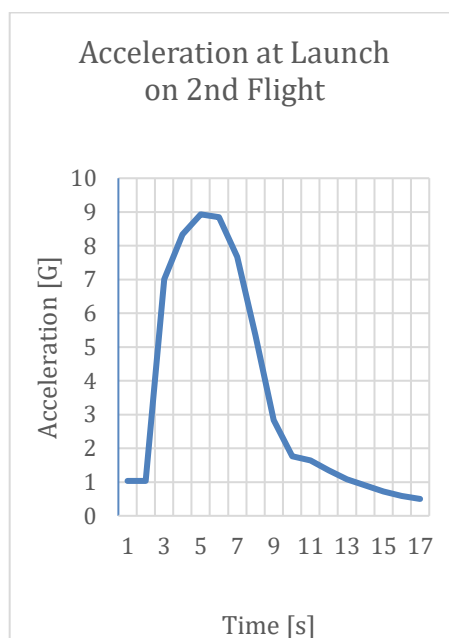


Fig.5-5-2 2019打ち上げ2回目

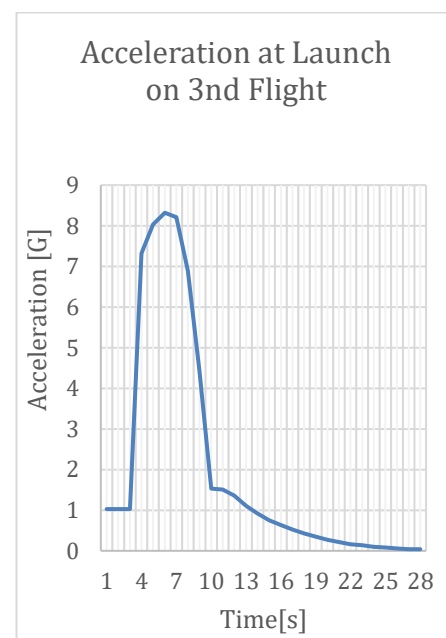


Fig.5-5-3 2019打ち上げ3回目

【試験方法】

予めセンサや動力系が正常に動作することを確認し、その後CanSatに搭載し、長いロープを取り付けたバッグに入れ、その紐を持ちバッグを振り回し回転運動の遠心力で10Gを10[s]の加速度を3回与える。実際に荷重を加えている実験写真をFig.5-5-4に示す。



Fig.5-5-4 遠心力で10Gをかけた様子

キャリアに搭載した加速度センサの値を無線通信でPC画面により確認し、10Gを超えた時点から力を緩めず10秒間回転運動を継続し連続的な遠心力による加速度を3回かける。

その後、CanSatをキャリアから放出し、各種センサと動力系が正常に動作することをもってCanSatが静荷重に耐えられることを確認した。

- 試験結果

- 10Gを10秒以上3回繰り返しかけた後にCanSatに搭載するセンサ(光・加速度・ジャイロ・温度・気圧・GPS)は正常に動作し、その後問題なくパラシュート離脱動作を行い、正常に走行することを確認した。

実際に10Gを10秒以上観測している加速度データログのグラフをFig.5-5-5に示す。

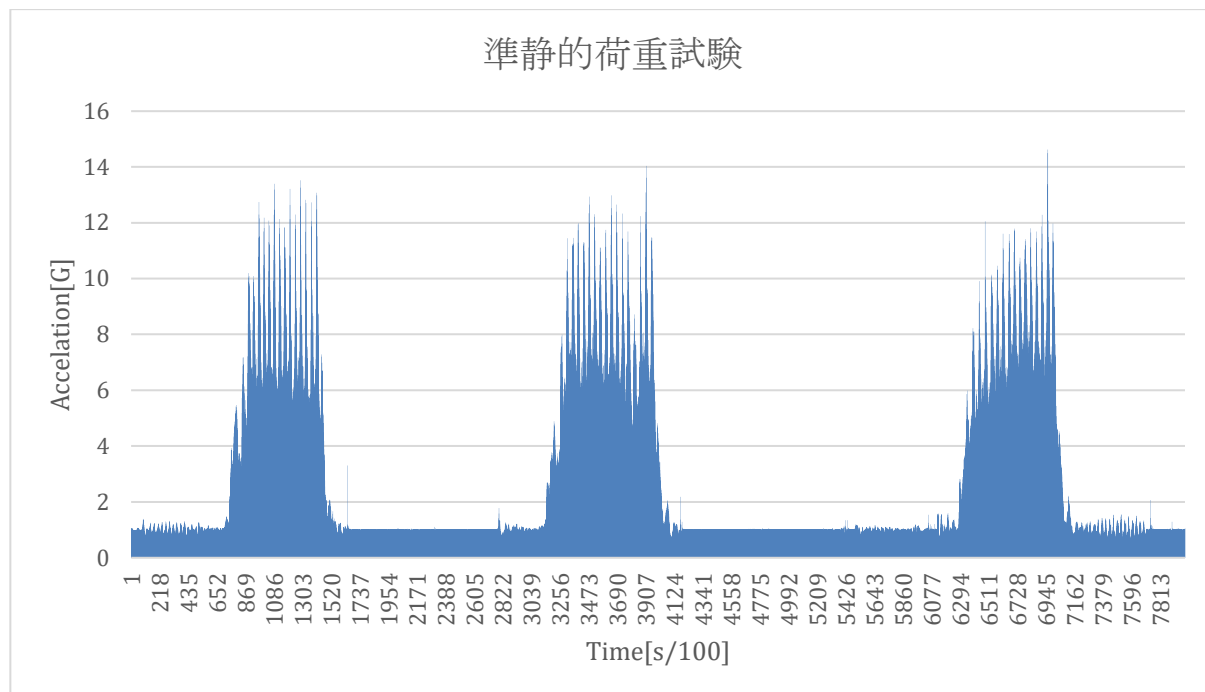


Fig.5-5-5 加速度センサの数値 (縦軸はかかった加速度[G], 横軸は時間[100/1s])

またFig.5-5-5グラフの移動平均を20データずつ求め、グラフの変動を滑らかにした。20データずつ移動平均を求めたグラフをFig.5-5-6に示す。

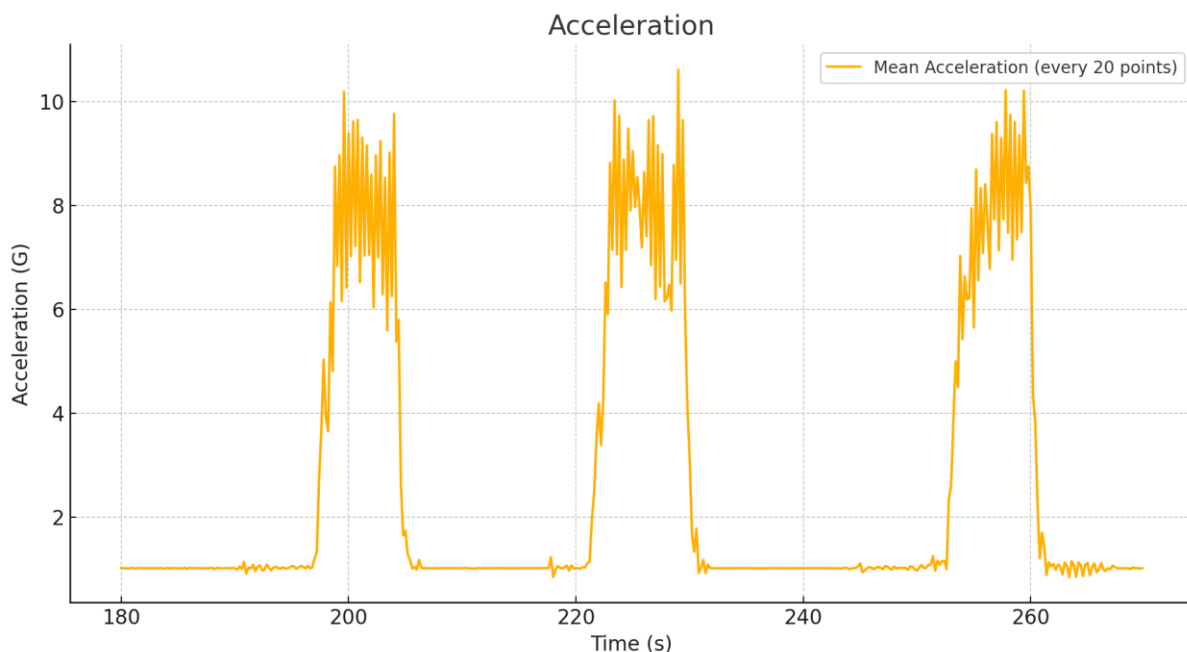


Fig.5-5-6 20データごとの平均を取った加速度センサの数値

20データごとの移動平均を取った結果全てのデータが10G以上ではないが、試験内容欄の試験値設定で参考にしたARLISS2019での実際のロケット加速度データでは最大で8.32G-9.78を観測しており、実験での生データでは最大約14Gを観測しておりかつ加速度の平均も約8Gを観測しているため、実際のロケットの衝撃に近い数値での実験を行ったと判定する。

静荷重試験の様子は動画に撮り、異常の有無の確認を記録した結果からも、機体の異常は見られなかった。(下記のURLを参照)

○準静荷重試験の動画URL：<https://youtu.be/Vru9LITSyVM>

➤ **【追試験_3回目提出】**

ARLISS2019での実際のロケット加速度データでは最大で8.32G-9.78を観測に対して、移動平均を取ったグラフでは目標数値10Gに対して実験数値が下回っており、目標数値10G以上を超える荷重を加える再試験を行う。

10Gを10秒以上3回繰り返しかけた後にCanSatに搭載するセンサ(光・加速度・ジャイロ・温度・気圧・GPS)は正常に動作し、その後問題なくパラシュート離脱動作を行い、正常に走行することを確認した。

実際に10Gを10秒以上観測している加速度データログのグラフをFig.5-5-7に示す。

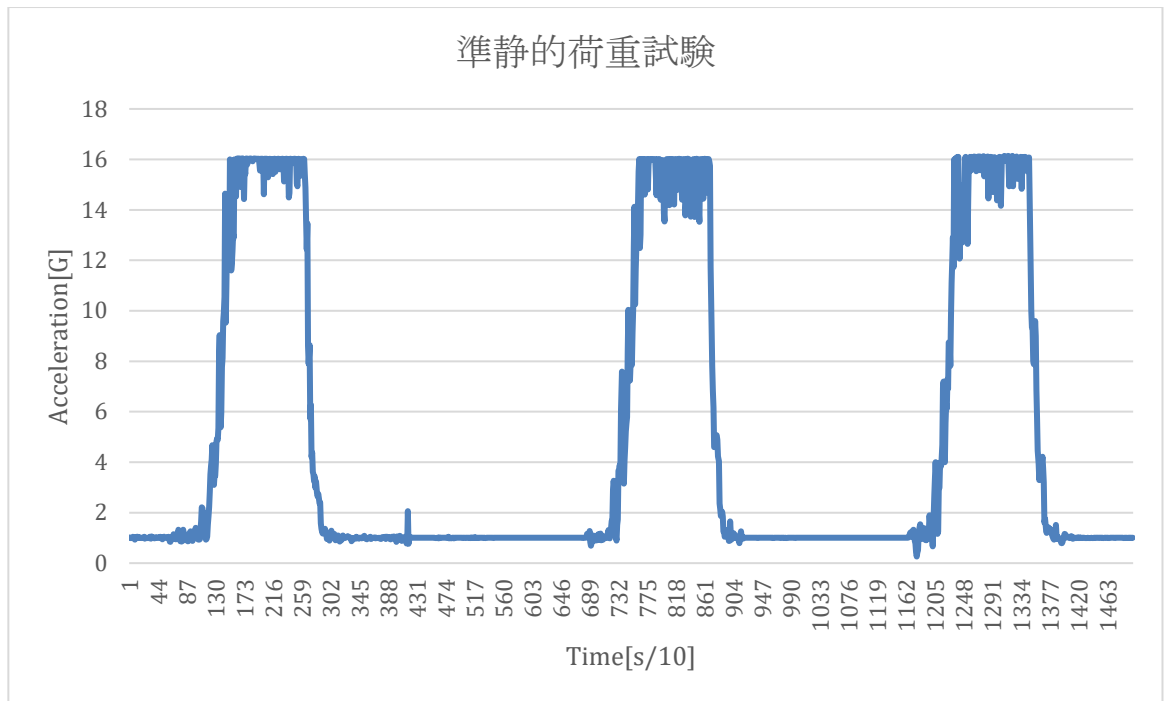


Fig.5-5-7 加速度センサの数値 (縦軸はかかった加速度[G], 横軸は時間[100/1s])

またFig.5-5-8グラフの移動平均を20データずつ求め、グラフの変動を滑らかにした。20データずつ移動平均を求めたグラフをFig.5-5-8に示す。

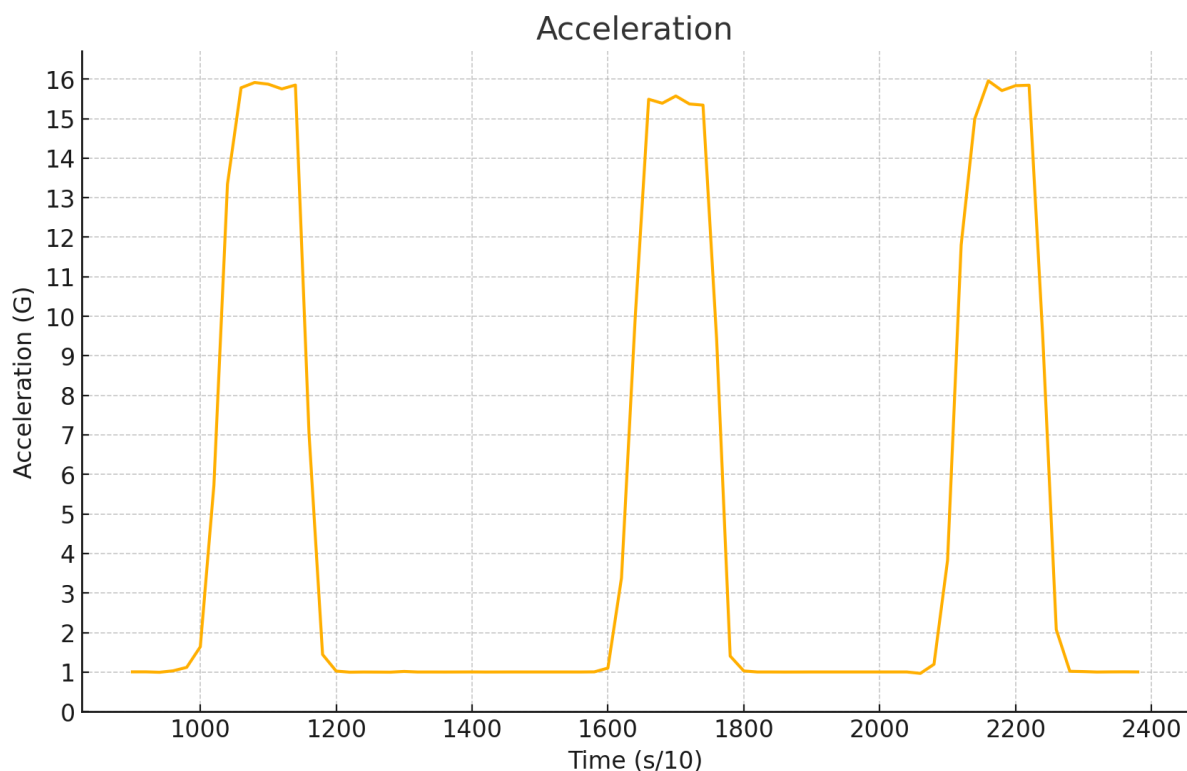


Fig.5-5-8 20データごとの平均を取った加速度センサの数値

横軸のAcceleration(G)の目盛りにおいて、10Gの目標数値を上回った15G以上の荷重を加えたことが確認できる。

静荷重試験の様子は動画に撮り、異常の有無の確認を記録した結果からも、機体の異常は見られなかった。(下記のURLを参照)

○準静荷重試験(再試験)の動画URL : <https://youtu.be/yw9srKX3ez8>

- 結論
 - CanSatは打ち上げ時の準静的荷重に耐えられ、レギュレーションを満たす。

RV6 振動試験

- 目的
 - CanSatがロケット打ち上げ時の振動を加えても問題がないことを確認し、レギュレーションを満たすことを確認する。
- 試験内容
 - ロケット打ち上げ時にかかるCanSatへの振動条件として、ARLISSレギュレーションで推奨されているランダム振動をフラットパターンで30Hz～2000Hzの15Gの振動を加える。

振動時間は準静的荷重試験のARLISS2019の3回分データでのロケット打ち上げ時間では10秒以下であることを確認したが、誤差や試験機のパラメータを確認するため考慮し多く設定した1分間の振動を設定し、CanSatを振動させた後、電子回路の動作、パラシュート離脱機構、モータ、機体に問題がないか確認する。

振動機はIMV社 日本高度信頼性評価試験センターの振動機を利用した。実際の振動機写真をFig.5-6-1、振動条件設定のPC画面を撮影した写真の振動条件をFig.5-6-2に示す。また振動時間1分が設定されている振動条件設定画面を撮影した写真をFig.5-6-3に示す。



Fig.5-6-1 IMV社振動機の写真

加速度	15.0038 G rms (45.0114 G 0-p)					
速度	0.1207 m/s rms (0.3620 m/s 0-p)					
変位	0.590 mm rms (3.5399 mm p-p)					
ブレイクポイントPSD						
No.	周波数(Hz)	レベル/傾き				
1	20.00	0.1136	G ² /Hz			
2	2000.00	0.1136	G ² /Hz			
トレランス						
	中断上限(dB)	中断下限(dB)	中断許容幅(Hz)	警告上限(dB)	警告下限(dB)	警告許容幅(Hz)
	6.00	-6.00	100.00	3.00	-3.00	0.00
拡張トレランス(0件)						

Fig.5-6-2 振動試験条件(加振) 15G,20-2000Hz

制御単位	加速度 (G)
周波数レンジ	3200.00 Hz
制御ライン数	3200 lines
Δf 1.00 Hz フレームタイム 1000.00 ms	
最高観測周波数	3200.00 Hz
平均化パラメータ	M : 4 , E : 8 [120 DOF]
ループチェック	標準
環境ノイズの上限値	[40.0 %]
初期加振中の伝達率変化チェック値	[70.0 %]
テスト実行中の伝達率変化チェック値	[50.0 %]
オーバーロードチェック値	[43.50 %] (フルスケールに対するrmsの比率)
イコライゼーションモード	標準
スペクトルのオーバーラップ分析	[50.0 %]
初期EQレベル増加制限値	[10.00 dB]
初期EQレベル減少制限値	[15.00 dB]
伝達特性更新比率	[50.0 %]
エラーによる制御先鋭度	[50.0 %]
過去の制御レベルの引継ぎ比率	[100.0 %]
エラーによる制御上限(増加側)	[4.00 dB]
エラーによる制御下限(減少側)	[5.00 dB]
試験時間	0:01:00
加振中に移行する前一時停止	しない
初期出力レベル	-12.00 dB
レベル増減値	3.00 dB
自動開始	実施しない
出力停止遷移時間	500.0 ms
2024/ 7/22 14:09:51 テスト定義を完了しました。	
2024/ 7/22 14:09:51 必要加振力 [00 kN rms]	

Fig.5-6-3 振動試験条件(時間) 画面下部分1分間

また振動試験ではCanSatにIMV社提供の加速度センサを3つ搭載し試験を行った。
加速度センサ設置箇所を下記の①—③に示す。

- ①加速度センサA1：基板上
- ②加速度センサA2：フレーム下
- ③加速度センサA3：タイヤ

また加速度センサ設置写真のA1基板上をFig.5-6-4、A2フレーム下をFig.5-6-5、A3
タイヤをFig.5-6-6に示す。

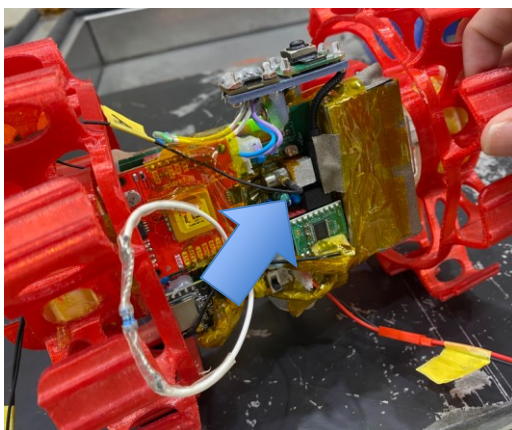


Fig.5-6-4 A1基板上



Fig.5-6-5 A2フレーム下

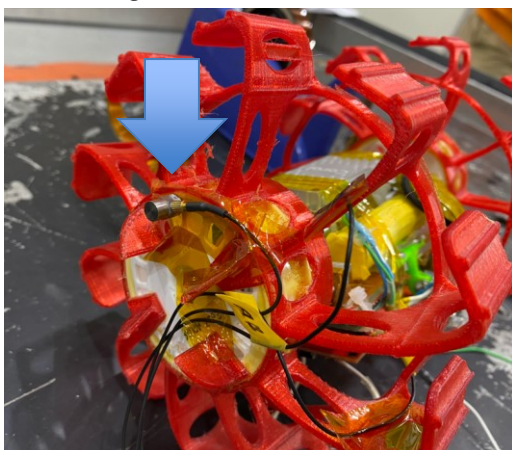


Fig.5-6-6 A3タイヤ

- 試験結果

- CanSatに振動を与えた結果、電子回路動作、パラシュート離脱機構、モータ動作、機体に問題はなかった。

また、実際に振動を与えた振動機からのIMV社提供データである制御及び出力データを示す。出力のレベルをFig.5-6-7、目標のGをFig.5-6-8、制御応答のGをFig.5-6-9、制御のm/s²をFig.5-6-10に示す。

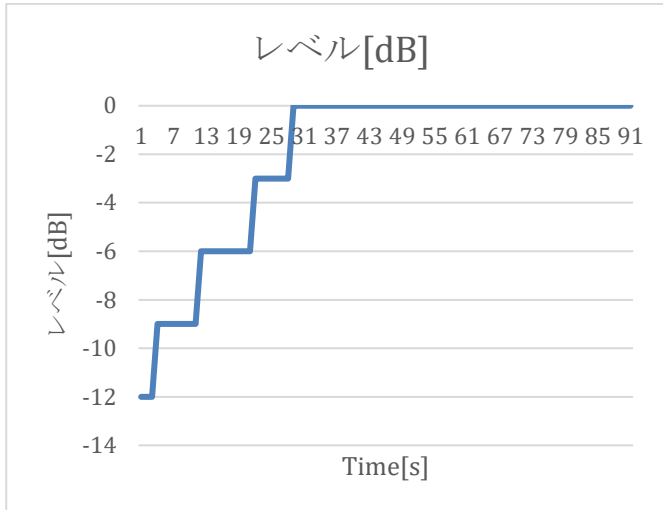


Fig.5-6-7 出力のレベル

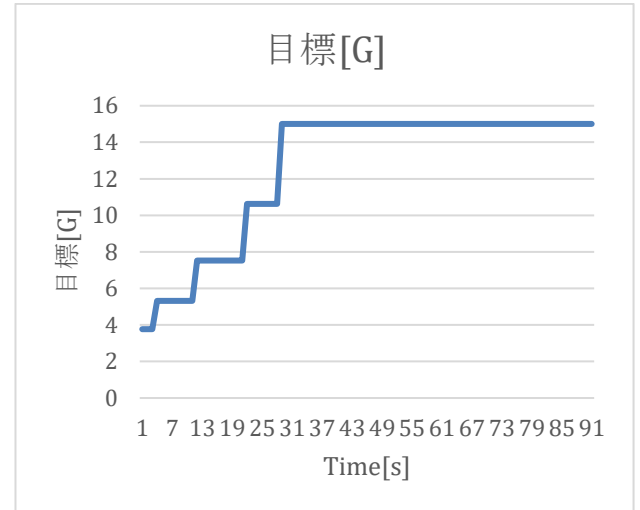


Fig.5-6-8 目標のG

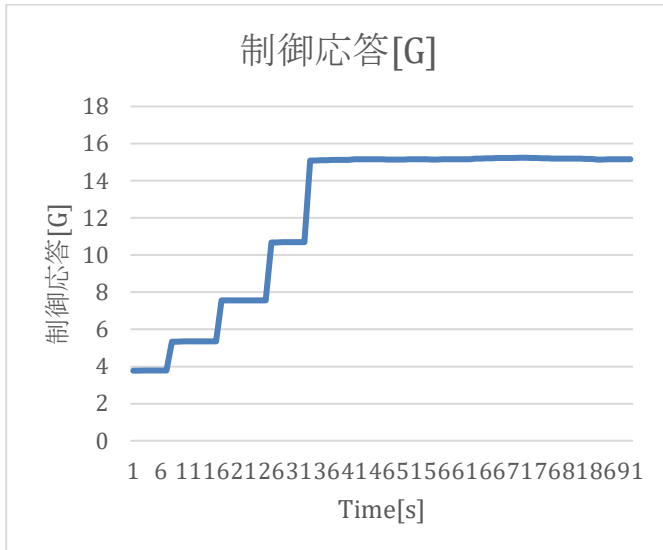


Fig.5-6-9 制御応答のG

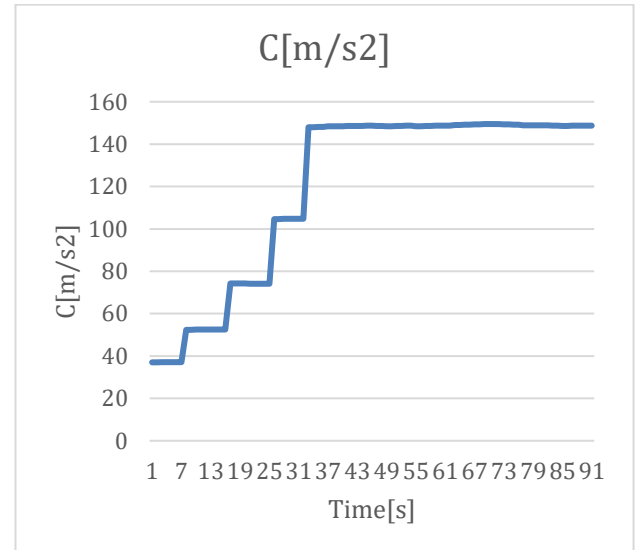


Fig.5-6-10 制御m/s²

また振動試験時IMV社の加速度センサを基板上A1, フレーム下A2, タイヤA3に設置した。その時の加速度センサのデータを, A1加速度センサをFig.5-6-11, A2加速度センサをFig.5-6-12, A3加速度センサをFig.5-6-13に示す。

またA2加速度センサは振動機に設置する際に力が加わり外れてしまいデータが正しく取得できなかった。A2フレーム下はA1基板上と位置関係はほぼ同等であるため, A1の値を参考にする。

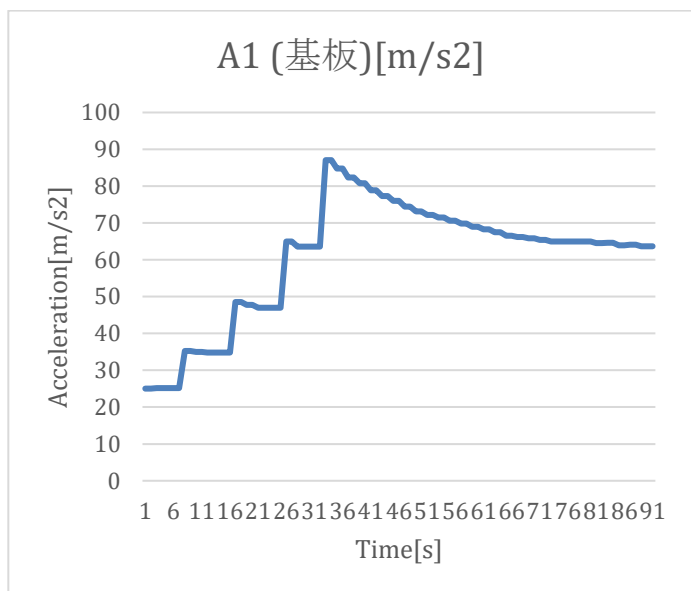


Fig. 5-6-11 A1加速度センサ

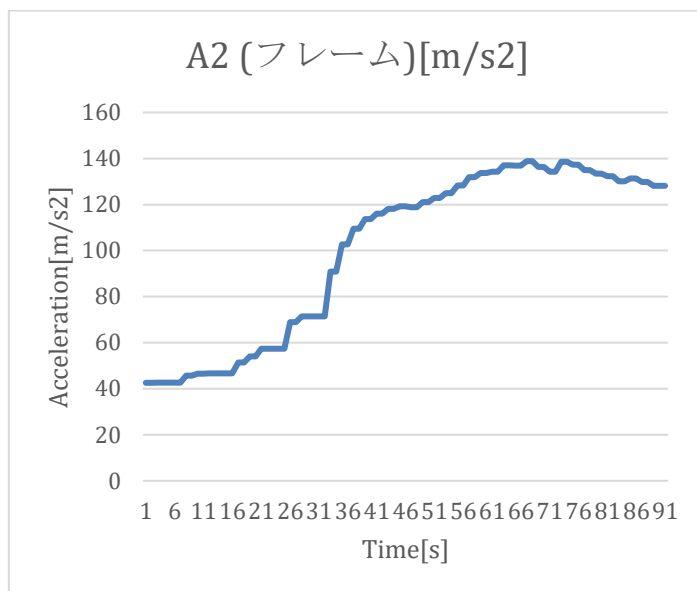


Fig. 5-6-12 A2加速度センサ(※振動前外れる)

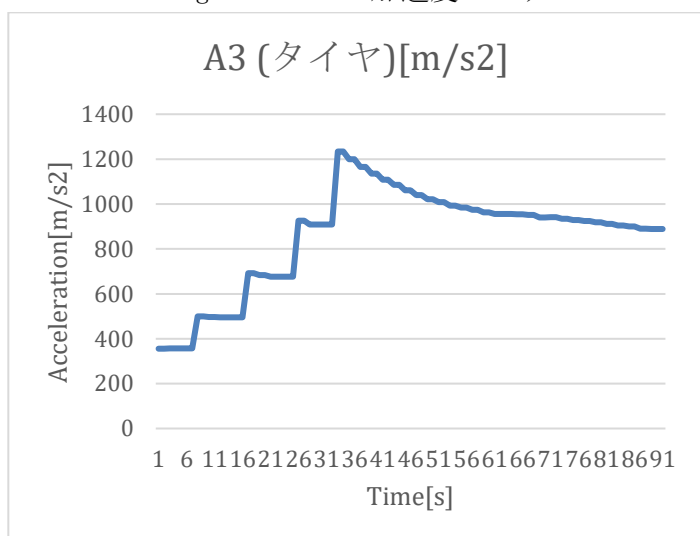


Fig. 5-6-13 A3加速度センサ

また、CanSatに搭載した自団体の加速度センサの振動時データをFig.5-6-14に示す。

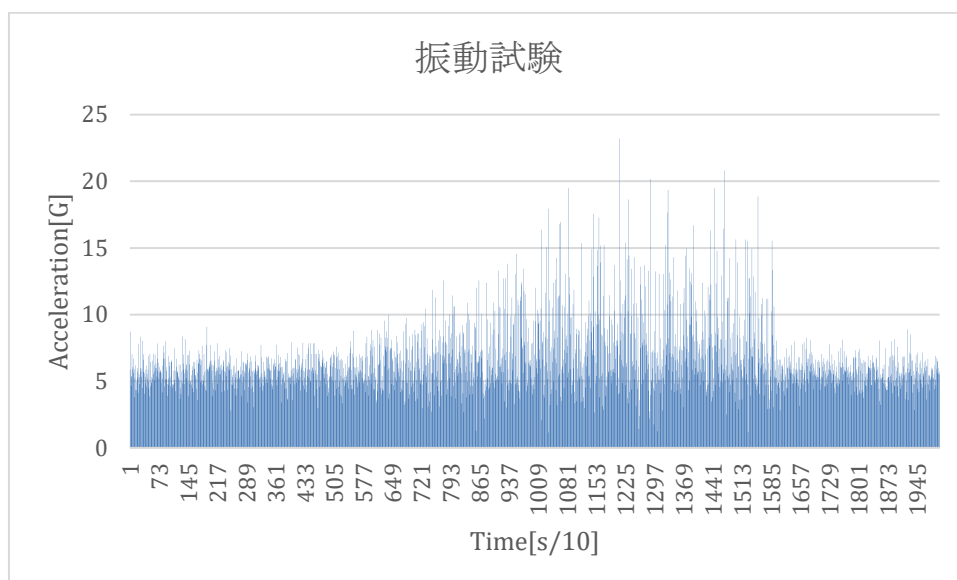


Fig.5-6-13 (自団体の)加速度センサデータ

また、実際に振動試験を行った様子を撮影した動画を下記URLに示す。

○振動試験動画：<https://youtu.be/HIqMSt3XodY>

- 結論

振動試験により、CanSatがロケット打ち上げ時の振動に耐えられることを確認した。

RV7 分離衝撃試験

- 目的

- CanSatがロケットから放出される時の衝撃に機体が耐えるかを衝撃試験により確認する。また、ロケットから放出され、パラシュートが開傘する際の衝撃に結合部が耐えられ、パラシュートや機体に損傷がないことを確認し、レギュレーションを満たすことを確認する。

- 試験内容



【試験値の設定】

CanSat機体がロケットから放出されパラシュートが開傘する際の瞬間的な分離衝撃の大きさをARLISS2019の打ち上げ3回分データから決定した。ARLISS2019での分離衝撃はそれぞれ、

1回目分離衝撃約23.48 [G],

2回目分離衝撃約25.41 [G],

3回目分離衝撃約21.67 [G]であった。

3回の分離衝撃では30[G]を下回っていることから、分離衝撃は誤差を考慮し最大30[G]相当と想定し、評価試験を実施した。今回使用するパラシュート及び機体とその重量も大きく変更がないため、2019年度のモデルでの衝撃値を参考に実験を行った。

ARLISS2019の放出時加速度データを、1回目分離衝撃をFig.5-7-1、2回目分離衝撃をFig.5-7-2、3回目分離衝撃をFig.5-7-3に示す。

Acceleration at Releasing from Rocket on 1st Flight

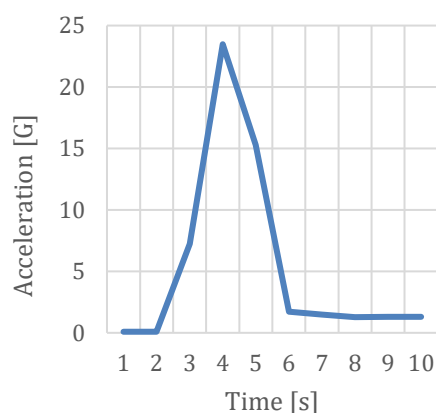


Fig.5-7-1 分離衝撃1回目

Acceleration at Release from Rocket on 2nd Flight

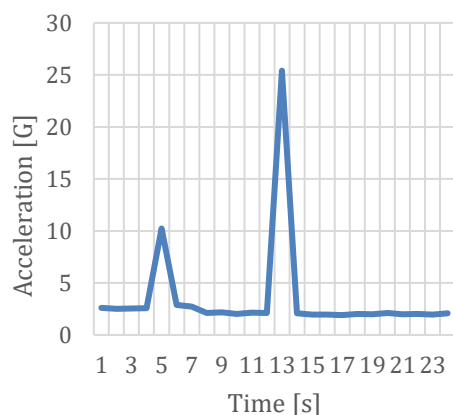


Fig.5-7-2 分離衝撃2回目

Acceleration at Release from Rocket on 3rd Flight

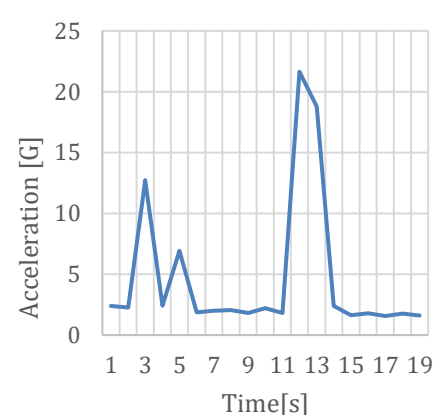


Fig.5-7-3 分離衝撃3回目

【試験方法】

30Gの加速度を基準値として、CanSatのパラシュートを手で持ったまま、高い位置から自由落下させ、その際CanSatの加速度センサを測定した結果30Gを超えた衝撃を観測したとき、30Gの加速度が加わっていたときのCanSatやパラシュートの状態に異常が無いか評価し、問題が無ければ成功とする。実際の実験方法の図をFig.5-7-4に示す。



Fig.5-7-4 実験のイメージ

- 試験結果

- 分離衝撃を3回与え、30G以上の加速度がかかるようにした。実際にかかった加速度のログデータでのグラフをFig.5-7-5に示した。30G以上の数値を観測している部分が分離衝撃を与えている部分となっている。

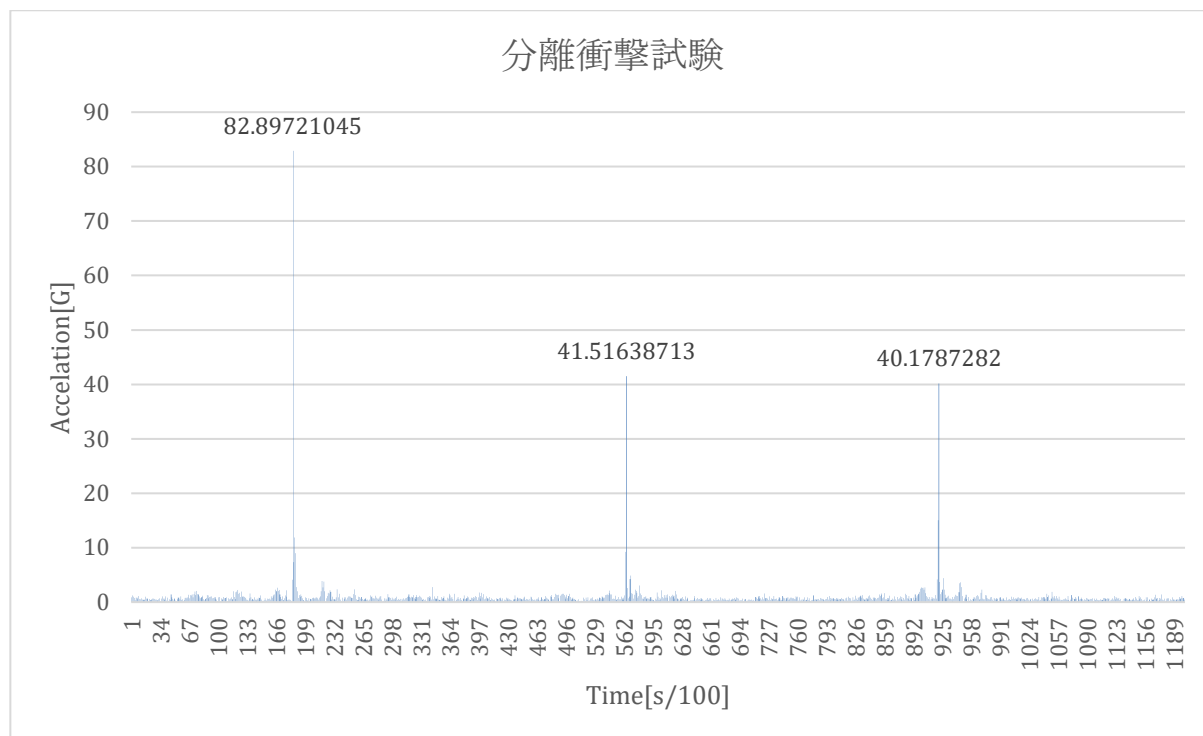


Fig.5-7-5 分離衝撃の数値

Fig.5-7-5から**82.9G**、**41.52G**、**40.18G**の30G以上の分離衝撃を3回与えた。30G以上の衝撃を3回以上与えた後、パラシュート、機体・回路に損傷は見られなかった。また回路の動作や、パラシュート分離機構とモータ駆動も正常に動作したことが確認できた。

試験の様子は動画に撮り、分離衝撃を与えた後、CanSatやパラシュートの異常は見られなかった。(下記のURLを参照)

○分離衝撃試験の動画URL：<https://youtu.be/Zx0J8McOTpg>

- 結論

- 試験結果より、CanSatやパラシュートなどが損傷無く、回路動作や分離機構の動作も正常に動作したため、ロケットから放出されときの開傘衝撃にパラシュートとCanSatが耐えられ、レギュレーションを満たすことを確認した。

RV8 通信ON/OFF試験

- 目的
 - ロケット内でCanSatの無線通信をOFFにし、ロケットからCanSatが放出後にロスト対策の無線通信がONにできることを確認する。
- 試験内容
 - CanSatの無線通信が最初OFFの状態から、ロケットが上昇したときの高度を建物の1F→4Fへ上がることで上昇判定を行い、再び無線通信がONになるかを確認した。実験手順を下記に示す。
 - ① 【通信ON】プログラムスタート10秒間で動作していることを確認する。
 - ② 【通信OFF】スタート10秒後、通信がOFFになることを確認する。
 - ③ エレベータで1F→4Fに上昇し、テスト用の上昇判定値5m以上を10s以上を検知する。
 - ④ 【通信ON】上昇判定後、CanSatがロケットから放出されたとして、再びロスト対策のための通信をONにできることを確認する。

試験に使用した受信機LoRaを搭載し小型受信機の写真をFig.7-8-1、送信機LoRaを搭載したCanSatの写真をFig.7-9-2に示す。



Fig.7-8-1 LoRa受信機(小型受信機)

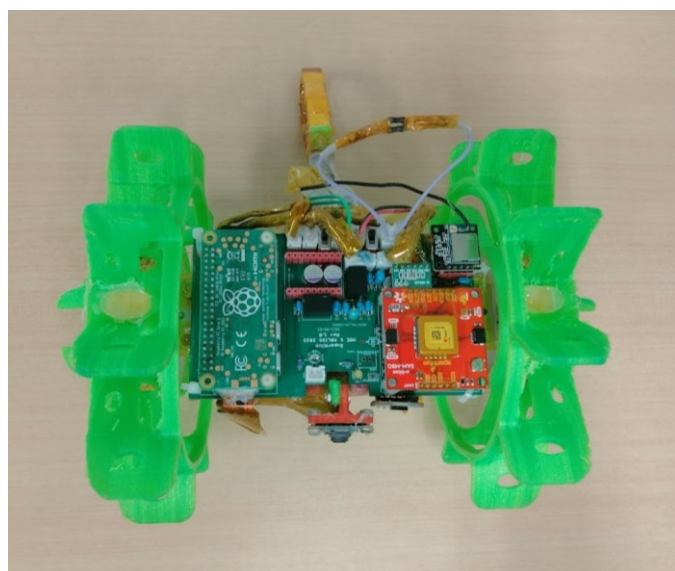


Fig.7-8-2 LoRa送信機(CanSat)

- 試験結果
 - CanSatはスタートから10秒後通信をOFFにし、エレベータで上昇後に高度による上昇判定を行い、ロスト対策用の通信をONにできることを確認した。

また、通信ON/OFF試験の様子を動画にまとめた。

○通信ON/OFF試験：<https://youtu.be/zXJIaocOA0c>

- 結論
 - ロケット内でCanSatからの無線通信がOFFにでき、レギュレーションを満たすことを確認した。

RV9 通信周波数ch変更試験

- 目的
 - 電波干渉を避け、通信機のch変更が可能であることを確認する。
- 試験内容
 - チャンネル変更をすることで、CanSatに搭載された通信機LoRaから送信したデータが、PCと接続されたLoRaから受信できるか確認した。
チャンネルは4ch→8chに変更し、どちらでも受信ができるか、また片方を別のchで設定後は通信ができなくなり電波干渉しないことを確認した。

実験の手順を下記に示す。

- ① 4ch同士で通信の確認
- ② CanSat側LoRaを4ch→8chへ変更
- ③ 別ch同士で通信ができないことを確認
- ④ PC側LoRaを4ch→8chへ変更
- ⑤ 8ch同士で通信がまたできるようになったことを確認

実験に使用した受信機LoRaを搭載し小型受信機の写真をFig.5-9-1、送信機LoRaを搭載したCanSatの写真をFig.5-9-2に示す。



Fig. 5-9-1 LoRa受信機(小型受信機)

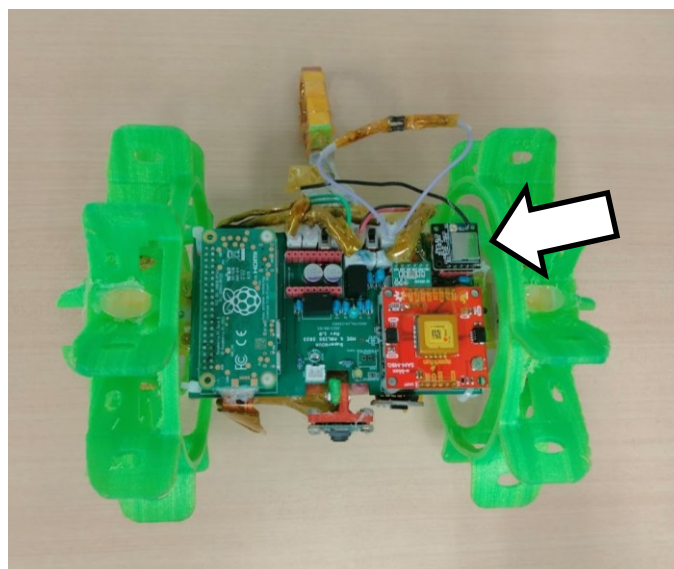


Fig. 5-9-2 LoRa送信機(CanSat)

- 試験結果

- 4ch→8chチャンネル変更により、チャンネル変更後も通信できることが確認できた。実際にチャンネル変更試験を行った設定画面として、Fig.5-9-3にLoRa受信(PC側)ch変更画面、Fig.5-9-4にLoRa送信(CanSat側)ch変更画面を示す。

```
161 # 無線チャンネル設定 125kHz以下:1~3
162 u.write(b'channel 8\r\n')
163 print("channel 8", u.readline())
164
```

4ch→8chへ変更 19

Fig. 5-9-3 LoRa受信(小型受信機側)ch変更画面

```
[LoRa]
# LoRaのチャンネル (125kHz以下)
LORA_CHANNEL = 8
# 帯域幅設定 3:62.5kHz / 4:125kHz
LORA_BANDWIDTH = 4
# 拡散率設定 5 - 12 (default:7)
LORA_SF = 7
# 送信出力を設定する -4~13 (dBm) (default:13)
LORA_POWER = 13
# 着地後 (パラシュート焼き切り前の待ちシーケンスの最初に変更) の送信出力 -4~13 (dBm) (default:13)
LORA_LANDED_POWER = -4
# Format: 1:ASCII (TeraTerm) / 2:Binary (Telemetry)
LORA_FORMAT = 2
```

4ch→8ch
へ変更

Fig. 5-9-4 LoRa送信(CanSat側)ch変更画面

また、通信周波数ch変更試験の様子を動画にまとめた。

○通信周波数ch変更試験：<https://youtu.be/bu00A8Rnls8>

- 結論

- 無線のチャンネル調整が可能であることが確認できた。

- 目的
 - CanSatの動作を本番と同じ手順で行う。各シーケンスを自律で行えることを確認できることを確認し、実施した動画を提出する。
- 試験内容
 - - ① キャリアからCanSatが自重で放出
 - ② 着地衝撃
 - ③ パラシュートからの離脱
 - ④ 目的地までGPS位置情報で自律走行
 - ⑤ ToFカメラ深度情報と Object Detectionでゴール誘導 & ゴール判定
 - ⑥ ログデータ取り出しまでの一連の流れを通してできるか確認する。

【着地衝撃の落下高さの算出】

着地衝撃はV4落下分散試験の式①で求めたの終端速度の平均(5.80m/s)から、パラシュートで減速したCanSatの着地衝撃の自由落下の高さを求め再現した。

v_0 :初速度(m/s) a :加速度(m/s^2) t :時刻(s) s :高さ(m)

$$s(m) = v_0 t + \frac{1}{2} t^2 \dots \textcircled{1}$$

$$v(m/s) = v_0 + at \dots \textcircled{2}$$

②式を変換し、

$$t = \frac{v - v_0}{2a}$$

これを①式に代入し整理すると

$$s(m) = \frac{v^2 - v_0^2}{2a}$$

となり、(v =パラシュート終端速度 5.80m/s)(a = 重力加速度9.8g)を代入し、

$$s(m) = \frac{5.80^2 - 0}{2 \times 9.8} = 1.648$$

という結果となる。

そのため着地衝撃は1.648mの高さから自由落下を行うことで衝撃の再現を行う。

- 試験結果
 - 実験結果をTable 10に示す.

Table 10 End to End結果

成功 or 失敗	結果詳細	動画URL
成功	<p>①キャリアからCanSatが自重で放出 規定寸法内のキャリアに収納し，自重で放出した.</p> <p>②着地衝撃 キャリア放出後，1.648mからの自由落下により着地衝撃を与えた.</p> <p>③パラシュートからの離脱 サンセンサの値がキャリア内から外へ放出したと判定後，パラシュートとCanSatが分離し，走行後パラシュートから離脱した.</p> <p>④目的地までGPS位置情報で自律走行 GPS情報からゴール近くまでへ走行した.</p> <p>⑤ToFカメラ深度画像をObject Detectionでゴール誘導&ゴール判定 ゴール約5m付近からObject Detectionでのゴール検知を開始，ゴールがカメラに映るまで旋回し，0mまで接近後ゴール判定した.</p> <p>⑥ログデータ取り出し GPS位置情報とモータ旋回ステアリング値の走行軌跡を出力するプログラムを動作させEnd toEndの走行軌跡ログデータの取り出しと，ToFカメラ深度画像のObject Detectionログ画像を取り出した．ログ詳細はCRV2制御履歴レポート作成試験に記載する.</p>	<p>https://youtu.be/oy8zCWSYl64</p>

- 結論
 - End to End試験により，競技一連の流れに問題がないことが確認できた．本番までに繰り返し試験を行い，精度を高めて行く.

CRV2 制御履歴レポート作成試験

- 目的
 - EndtoEnd試験のデータから作成し、実験当日と大会終了後の大会報告書で制御履歴の提出できることを確認する。
- 試験内容
 - プログラムをスタートさせた時点からゴール判定するまでのデータを、マイコンのSDカードにファイルを保存する。
EndtoEnd後、GPSや制御値等のtextファイルをExcelファイルでまとめ見やすい形に表示した。データはサンプリング1sとサンプリング0.01sずつ取得した2つのデータを提出する。
また、GPS位置情報とモータ旋回値を、走行軌跡と色変化で画像化した。
また0mゴールをしたときの画像ログを提出する。
- 試験結果
 - **【走行軌跡】**
EndtoEndの結果から制御履歴提出に色付き及び矢印付きの走行軌跡図を作成した図をFig.11-1に示す。
走行軌跡図では、右旋回へのステアリング最大値**0.20(黄色)**、左旋回へのステアリング最大値**-0.20(紫)**として緯度経度から走行軌跡を色変化で示した。
また、スタート地点、ターゲット地点、ストップ地点を矢印で示し、その地点の緯度経度を示した。

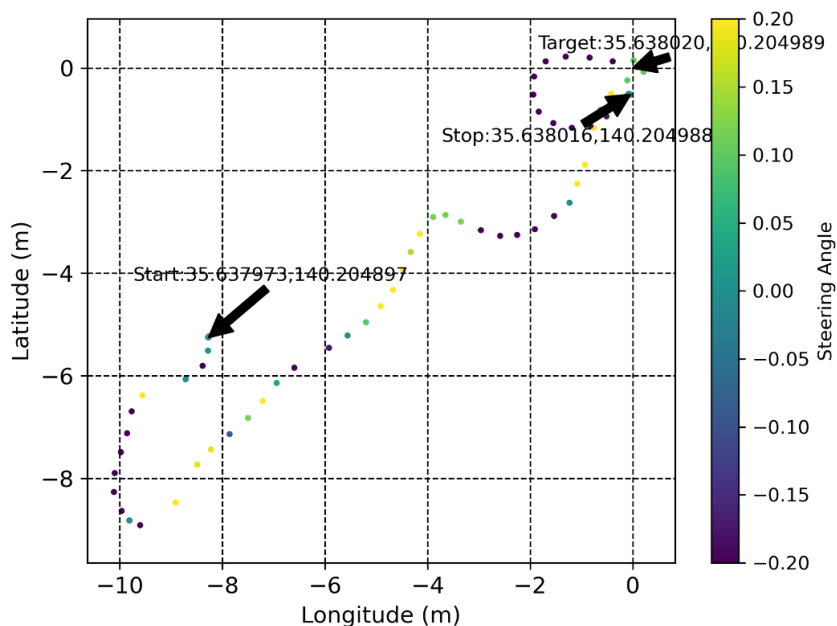


Fig.11-1 End to End走行軌跡

【0mゴール画像認識ログ】

0mゴールを行う画像認識ログの説明を行う。
説明後に実際の画像認識ログを提示する。

画像認識ログを説明するためミッションの仕様詳細の説明と、実際の画像ログについて記述する。番号で振り分け、

- ① ToFカメラ深度情報の説明、
 - ② Object Detectionの説明、
 - ③ ToFとObject Detectionを組み合わせた0mゴール認識手法の説明、
 - ④ 実際の画像ログ
- の順序で説明を行う。

① ToFカメラ深度情報の説明

ToF (Time of Flight) カメラは光源から発した光が物体に当たって反射し、カメラに戻るまでの時間を計測することで、物体までの距離を求め、物体の形状や位置を3次元的に把握することができる。

ToFはVL53L5CXを利用する。利用するToFは8x8の計64点の複数範囲を配列としてマルチゾーンで測定できる。視野角は最大63°である。また測定距離範囲は2-400cmである。

8x8のToF情報で、前方のゴールの距離を測定し、距離の値から0mのゴール判定を行う。

② Object Detectionの説明

Object Detectionでは1枚の画像から物体を複数検知でき、画像中どこにあるかがわかる。1枚の画像でゴールの他にも人なども同時に検知でき、それぞれ物体がどの位置にあるのかも座標情報で取得できる。

Object Detection使用詳細を以下に示す。

- モデル：SSD MobileNet V1
- 入力サイズ：300×300pixel,RGB3チャンネル
- 学習方法：coco 90 objectsで学習済みモデルを約5000枚のゴール画像でcone, groundの2種類にアノテーションされたデータで転移学習を行った。学習は1500ステップ行った。

また、アノテーションの例をFig.11-2に示す。

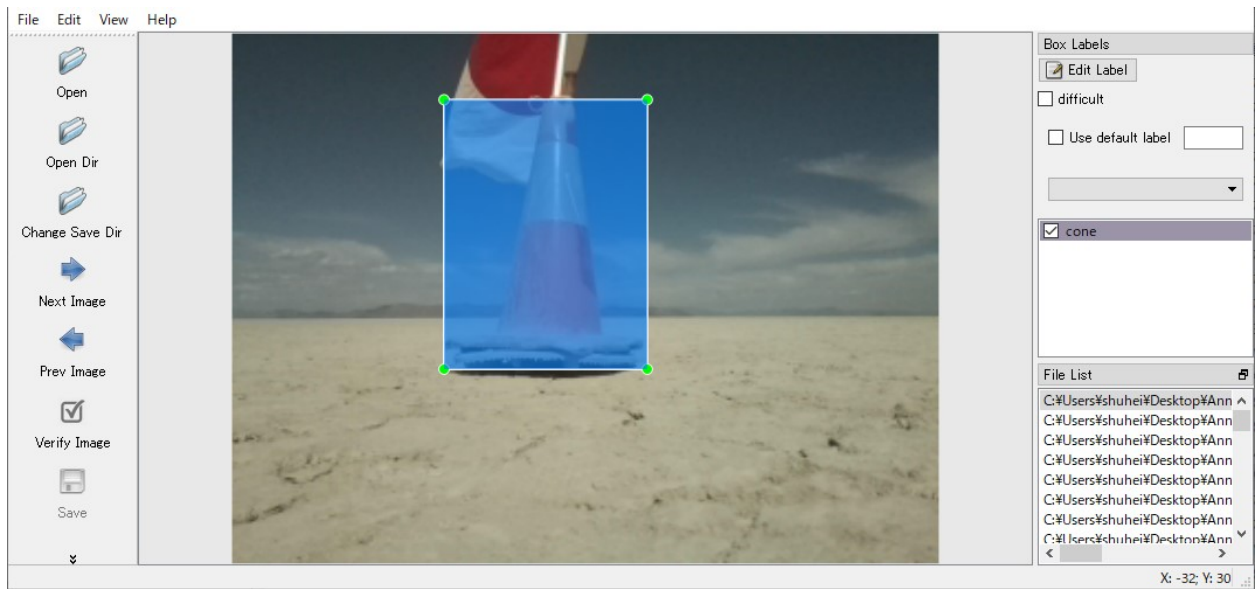


Fig.11-2 Annotations (ゴール学習) の例

③ ToFとObject Detectionを組み合わせた0mゴール認識手法

ミッションでは前項で説明した①ToF, ②ObjectDetectionの2つの手法を組み合わせ、ゴールの認識を行う。

ToFカメラ深度情報とObjectDetectionで認識させた画像の例をFig.11-3に示す。

画像では、水色の四角領域にObjectDetectionができた物体名が表記されている。ToFカメラの8x8の深度情報は物体の距離を数値で表している。画像中のゴールがある部分のToF距離情報は、ゴールがない部分より距離が近い数値を表していることが確認できる。



Fig.11-3 ToFカメラ深度情報とObjectDetectionでゴール認識できた画像の例

④ 実際の画像ログ

0mゴールを行うための画像認識ログをTable 11に示す。

また実際の全てのログ画像をp.2後のEndtoEnd結論前に記載してあるドライブURLにまとめた。

画像ログはpic0-62の合計数63枚存在するが、割愛しゴール判定まで行う際の4枚pic 59-62を表に記述する。

Table 11 ゴール検知試験 結果

0m ゴール	実際の認識結果&詳細	
○	Pic59-62で、ToF+ObjectDetectionにより0mゴールした	
	<p>Pic59</p> 	<p>Pic60</p> 
	<p>Pic61</p> 	<p>Pic62</p> 

【制御履歴textログデータ説明】

制御履歴text生データを，Excelファイルで見やすくまとめた。

基本的な制御出力系データを確認できる。制御履歴として提出するExcelファイルは，1ページ後のドライブURLから確認できる。

制御項目は，

時系列データ：A～D列

A	B	C	D	E	F
Year	Month	Day	Hour	Minute	Second
2019	8	15	7	22	10
2019	8	15	7	22	11
2019	8	15	7	22	12
2019	8	15	7	22	13

制御出力系データ：AH～AR列

AH	AI	AJ	AK	AL	AM	AN	AO	AP	AQ	AR
Goal Angle	Drive Speed	Speed Division	Steering Modify	Steering Angle	Steering Modify Angle	Actual Steering Angle	Target Motor Rev R	Target Motor Rev L	Actual Motor Rev R	Actual Motor Rev L
-1.58	0	9	FALSE	0	0	0	110	66	111	76
-1.58	250	5	TRUE	-0.504014	-0.00504	-0.127263	0	0	44	36
-1.59	250	5	TRUE	-0.505619	-0.010096	-0.128929	122	106	132	115
0	250	5	TRUE	0	-0.010096	-0.002524	122	106	127	108
-0.88	250	5	TRUE	-0.279795	-0.012894	-0.073172	122	122	124	113
-0.39	250	5	TRUE	-0.125159	-0.014146	-0.034826	122	113	114	119
-0.69	250	5	TRUE	-0.218401	-0.01633	-0.058683	122	118	144	93

GPS位置情報値：I,J列

I	J
Latitude	Longitude
40.14226333	139.9874683
40.14226333	139.98747
40.14226333	139.9874733
40.14226333	139.9874733

に記されています。

また，GPSによる制御方法のアルゴリズムをFig.11-4に示す。

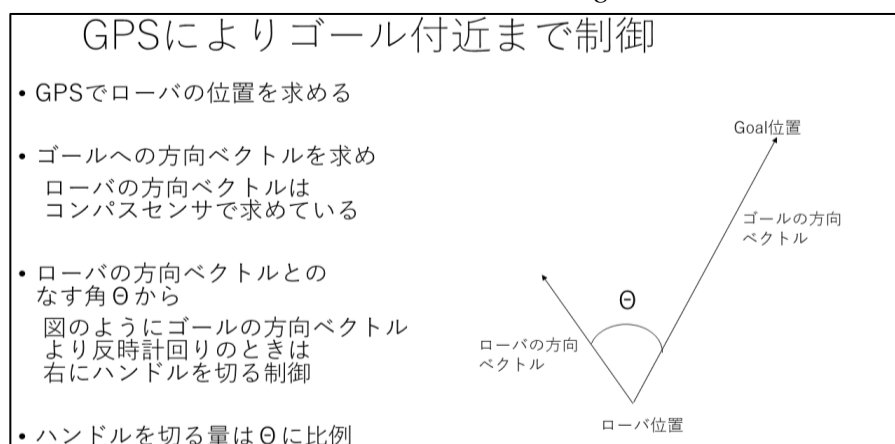


Fig.11-4 GPSによる制御方法

制御出力系データの項目の説明を下記に示す。

・AH列CanSat進行方向とゴールとの角度[rad]

1秒前と現在のCanSatの位置からCanSatの進行方向とゴールとの角度をラジアン単位で求め、制御に反映しています。

・AI列モータ出力スピード(-255~+255)

モータに加える出力を-255~+255(右~左)で与えています。

・AJ列スピード分解能

GPSを1秒ごとで制御していますが、新しい速度にする際のノイズ対策として、指定時間(0.1秒)の線形変化でモータの出力を変換しています。(電圧の変化を少量ずつにする事で、ノイズ対策)

・AL列ステアリング補正(TRUE or FALSE)

制御値からCanSatにステアリング補正を与えるかどうかを判定し、TRUEかFALSEで表しています。

・AC列ステアリング角度(-1~+1)(-1:左,+1:右)

左旋回最大-1,右旋回最大+1として、-1~+1でステアリング角度を表しています。

・AM列修正舵(ステアリングI制御)

モータ損傷時を考慮し、制御が片方のステアリング角度が著しく大きい時、もう片方のステアリング角度を大きくするようI制御を与えています。

・AN列実際のステアリング角度(-1~+1)

AC列ステアリング角度をAD列修正舵に適応させた、実際にモータへ出力するステアリング角度を表している。

・AO列右モータ目標回転数(-255~255)

回転数制御による右モータステアリング目標回転数。

・AP列左モータ目標回転数(-255~255)

回転数制御による左モータステアリング実際の測定結果の回転数。

・AQ列右モータ目標回転数(-255~255)

回転数制御による右モータステアリング目標回転数。

・AR列左モータ目標回転数(-255~255)

回転数制御による左モータステアリング実際の測定結果の回転数.

○ **【End to End制御履歴ファイルURL】**

textログ(生データ), Excel制御履歴ログ, 走行軌跡画像, ゴール画像認識ログ: <https://drive.google.com/drive/folders/1Fk7P8WnSwa80tKBeBrgscRZyezIIXM6-?usp=sharing>

- 結論
 - CanSatが目的地まで自律走行し, ゴール判定した後に停止するまでの詳細なデータを作成することが可能であり, 制御履歴を提出できることを確認した.

第6章 工程管理

全体的に祝日と土日を休みとして扱い、本来かかる時間の倍程度の日程で余裕を持ったスケジュールになっている。メンバーは1人、補助数名で行う。全体的には、

5月にプロトタイプ作成&テストを行う。

6月から審査書の試験を開始し、サイズ試験、通信関係試験、落下関係試験、ロケット衝撃試験を行う。

7月にミッション関係試験、振動試験、長距離通信試験、EndtoEndとリカバリーを行う。

7月下旬から8月に能代宇宙イベントへ向け、本番機作成や最終調整を行う。

ガントチャートをFig.6に示す。

【5月】考案，開発，テスト

5月はミッションの考案&部品発注を行い、プロトタイプを作成し、問題点などテストし確認し、改良を重ねる。

第1週は主にミッションの考案行う。

第2週は部品や材料の発注をする。

第3-5週にかけてテストCanSat作成及び問題点など確認し改良を重ねる。

【6月】審査書試験

6月はプロトタイプを作成&確認を終了し、予備審査・衝撃耐久関係試験を実施する。(1週間約2試験)(NSE予備審査書提出)

第1週は質量試験・キャリア収納試験、

第2週は通信機電源OFF/ON試験・通信周波数ch変更試験、

第3週は落下分散に関する安全評価・落下試験・着地衝撃試験

第4週は分離/開傘衝撃試験・準静的荷重試験、

【7月】審査書試験，NSE本番機作成

7月はミッション関係試験、振動試験、長距離通信試験、EndtoEndとリカバリーを行う(1週間約2試験)。本番用CanSatを製作する。

第1週は走行性能確認試験・GPSデータダウンリンク試験、

第2週は振動試験・ゴール検知試験、

第3週はEnd to End 試験・制御履歴試験 (NSE本審査書提出) 、

第4-5週は試験結果から本番用CanSatを製作及び最終調整。

【8月】NSE最終調整，NSE参加

8月は本番への最終調整し、本番へ向け準備を行う。

第1-2週は最終調整や準備を行う。(NSE本審査書再提出締め切り)

第3週は能代宇宙イベントへ出発する。



Fig.6 ガントチャート

ガントチャートのスプレッドシートURL：https://docs.google.com/spreadsheets/d/1uS9H1k2-VptU4H-lewKiHWnohJXFZg_z6hZEWokZcLY/edit?usp=sharing

第7章 大会結果報告

第7.1節 目的

…カメラ画像でゴールをDeep Learning Object Detectionにより物体検出し誘導走行制御し、ToFの深度情報を用いてゴールの距離を測定しながら0mまで確実に誘導制御を行い、0mゴールする。

第7.2節 結果

① 打ち上げ1回目

結果：ロケットトラブルにより自由落下

…ロケットが100m前後で爆発した。爆発した勢いでCanSatは上空の上方向に大きく飛び出し、その際にCanSatとパラシュートが外れ、CanSatは自由落下した。自由落下したCanSatはスタビライザーが斜めに破損しており、回路基板のGPSとLoRaは折れ曲がっていた。自由落下したCanSatの状態をFig.7-2-1、Fig.7-2-2、Fig.7-2-3、Fig.7-2-4に示す。

ログデータでは高度60mから0.1s後300mまでCanSatが飛ばされたデータとなっていた。また加速度データでは10Hzのサンプリングのためデータがうまく取れなかった。ロケットトラブルでは既製品のロケットモータが不良品だったことが原因であった。



Fig.7-2-1 スタビライザー蝶番の変形



Fig.7-2-2 ラズパイカメラの外れ



Fig.7-2-3 回路端のLoRaとGPSの端子折れ



Fig.7-2-4 GPSの端子折れ

② 打ち上げ2回目

結果：東へ8km流され、大きい草に絡まる

…風が強く東へゴールから8kmまで流され、大きい草に絡まりスタックした。停止したときのCanSatの状態をFig.7-2-5、Fig.7-2-6に示す。

大きな草に絡まったときにCanSatが上下反転し、上下判定を修正する動作を行うが草がスタビライザー上面で引っかかり、モータ電源を大きく消費し、バッテリー電圧低下の設定数値となり、停止した。ログ上では走行開始から停止まで、23分間で電源を3.6V消費し、走行距離は約184mだった。Table 7-2-1に走行開始から停止までの数値と差を示す。

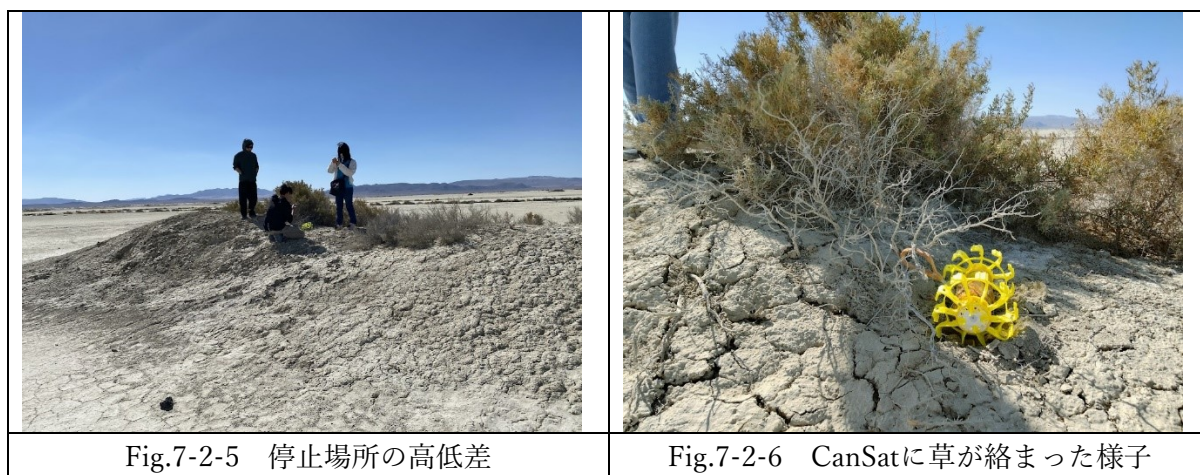


Fig.7-2-5 停止場所の高低差

Fig.7-2-6 CanSatに草が絡まった様子

Table 7-2-1

	時間	消費電圧(3S)	ゴールまでの距離
走行開始時	9:55:58	12.51V	8382m
低電圧で停止時	10:28:40	8.91V	8198m
走行開始から停止までの差	約23分	3.6V	(走行距離)184m

③ 打ち上げ3回目（1回目ロケットトラブルのリトライ）

結果：ゴールから3.8km地点より走行後、Object DetectionとToF距離情報から0mゴールを達成。

…ゴールから3.8km地点より走行後、ミッションのObjectDetectionでゴールを物体検出し接近し、ToF距離情報で20cm観測後0mゴール判定した。実際の0mゴールした写真をFig.7-2-7に示す。また走行軌跡をFig.7-2-8に示す。



Fig.7-2-7 0mゴールしたCanSat

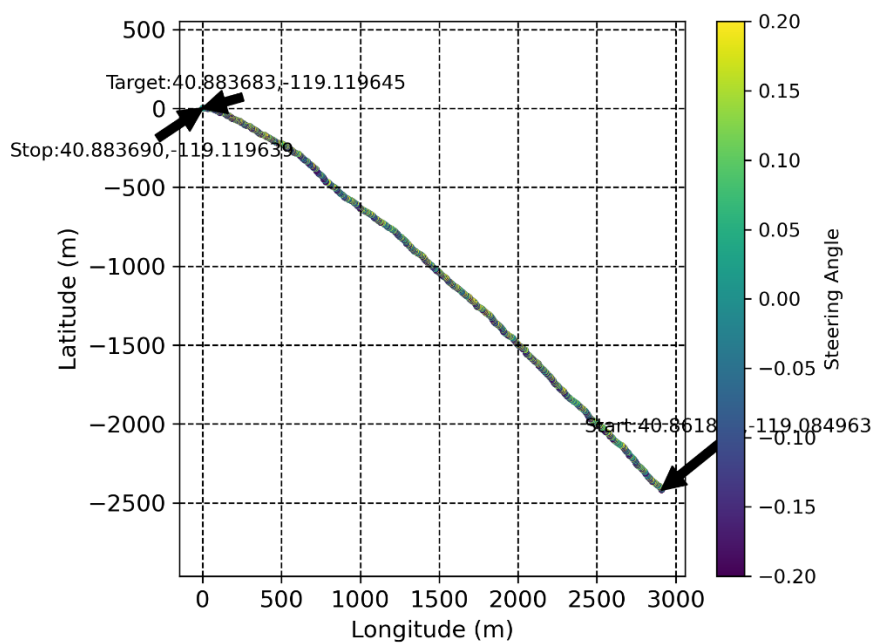
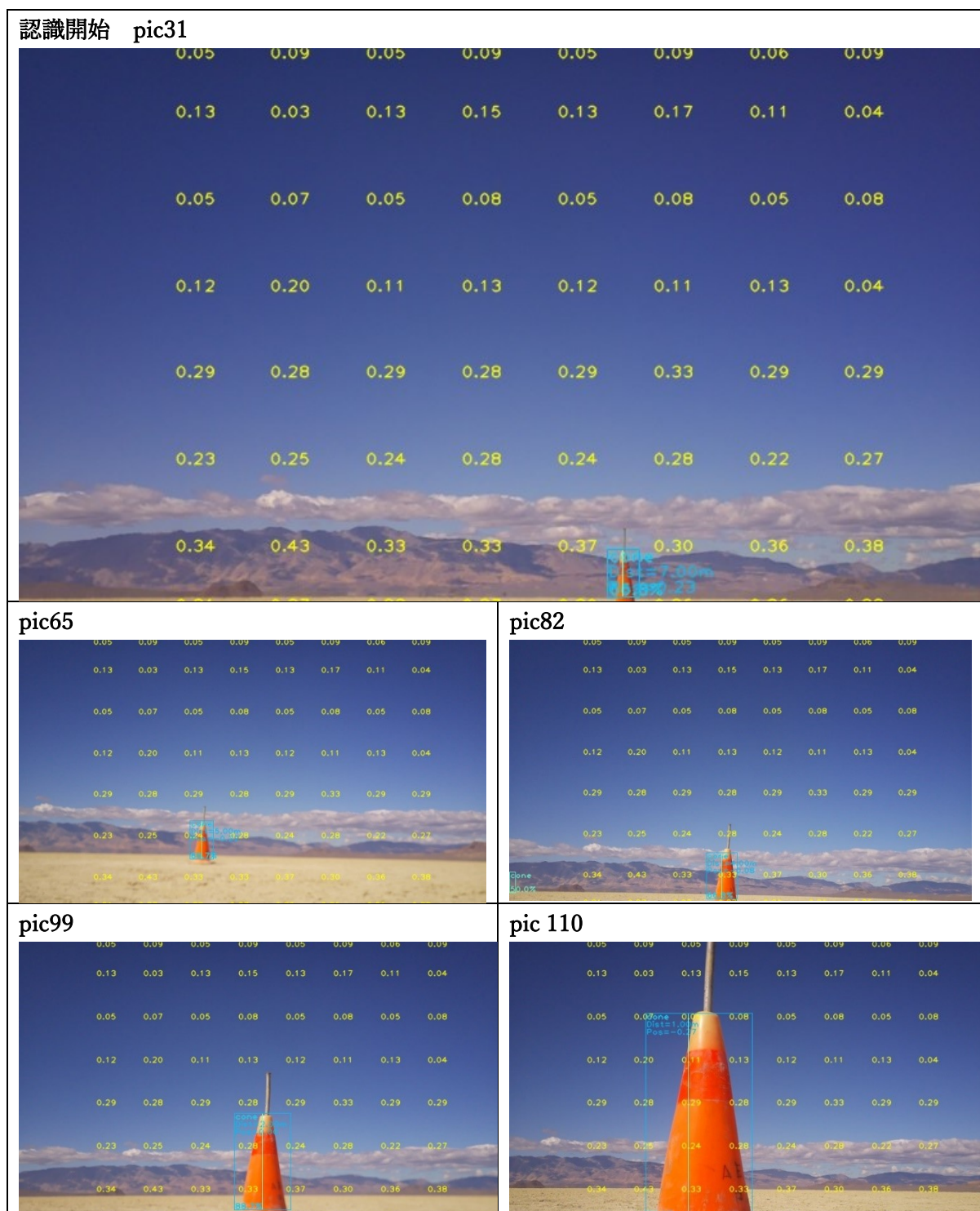


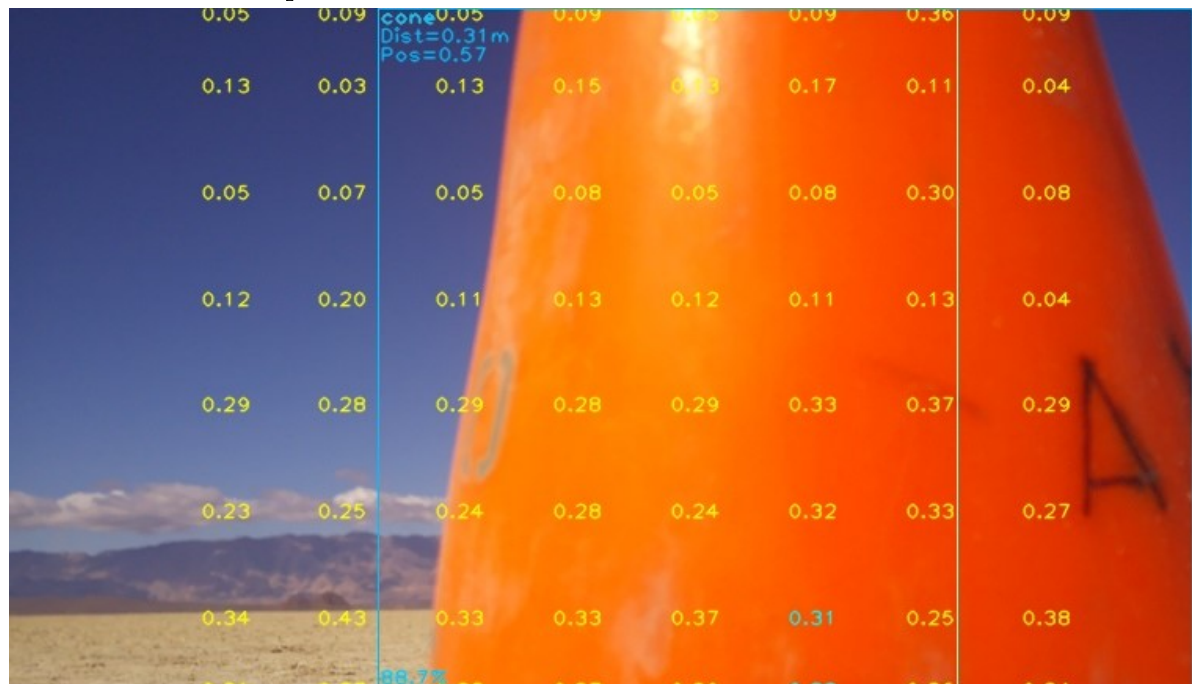
Fig.7-2-8 走行軌跡

またゴール認識の画像ログをTable 7-2-2に示す。

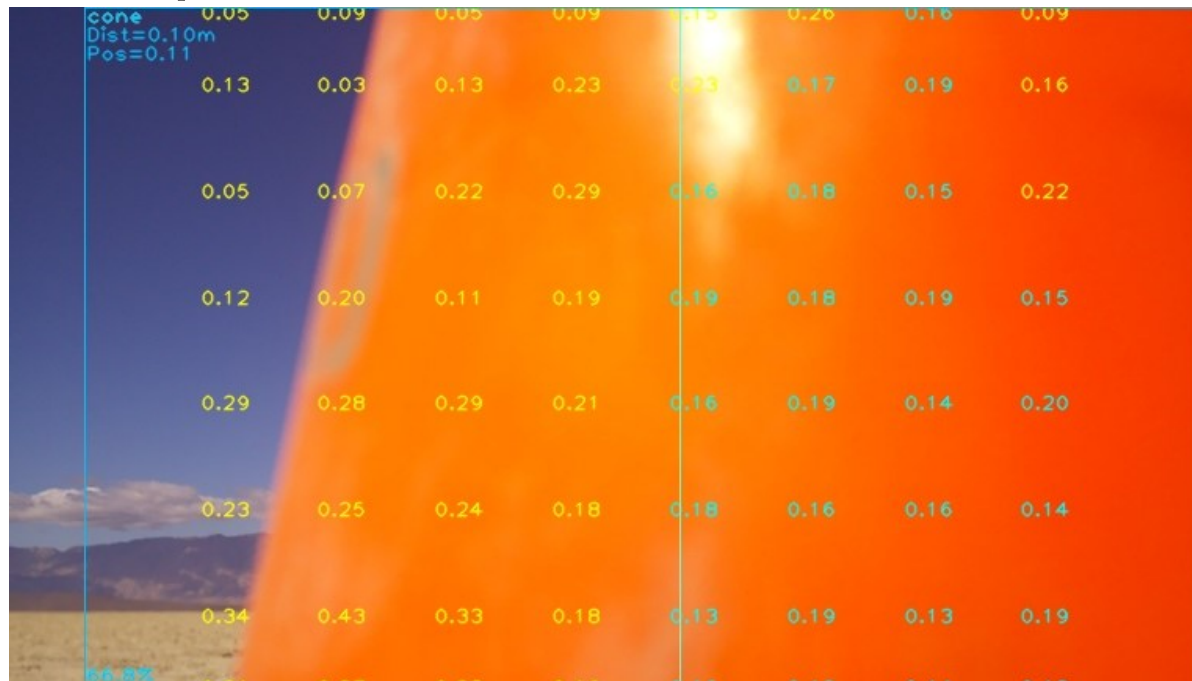
Table 7-2-2 ゴール認識画像ログ



ToF有効で認識開始 pic117



ゴール判定 pic118



第7.3節 考察

【サクセスクライテリア達成度】

フルサクセス達成、エクストラサクセス部分達成。

…エクストラサクセスでは、ゴールへ直進方向で正確に制御したことを、タイヤの両輪がゴール円柱に接触していることで評価をした。実際の結果ではCanSatは直進方向で左右されず走行し正確に制御を行っていたが、CanSatはコーン台座部分に接触しており、乗り越えていないため、円柱への接触は行わなかった。実際の0mゴールの画像をFig.7-3-1に示す。

	内容	達成度
ミニマムサクセス	CanSatが放出落下後に破損なく着地し、パラシュートから分離し、GPS位置情報からモータ回転数制御により10m以上走行する。	○
フルサクセス	CanSatがGPS位置情報でゴールへ接近後、ラズパイカメラを用いてObject Detectionによりゴールを認識し接近、ゴール判定ではToFカメラによる実測距離を測定しながら0mゴールする。	○
エクストラサクセス	ToFカメラ画像で実測距離から正確に0mゴール誘導し、 CanSatタイヤが両輪ゴールの円柱へ接触する、真っ直ぐかつ正確な0m距離のゴールをする。 補足：タイヤ両輪がゴール円柱へ接触することで、ゴールへ直進方向で正確に制御したことが評価でき、ゴール台座でなく円柱部分に接触していることで目標位置へのより近距離に正確に到達できることが評価できる	△



Fig.7-3-1 0mゴールしたときの状態

【開発期間や準備期間の見直し】

…開発期間や準備期間ではスケジュールにより余裕を持つことを見直しを行う。審査書の試験では6月開始で7月末に週2回の試験を行ったが、スケジュールに余裕がなかったため見直しを行う。5月までに開発をある程度終え、5月開始から7月末に向け1ヶ月余裕を持ち試験の実施を行う。

第8章 まとめ

第8.1章 工夫点・努力した点

① カメラとToFの画角調整

…ラズパイカメラでObjectDetectionを行いゴールを四角領域で検出し、その四角領域の範囲内でMultizoneToFの距離情報で認識するシステムを開発したが、その際の互いの画角調整が難関であった。カメラとToFが同じ画角にデータが取れるようカメラ台を設計し、画角調整をする際もレーザー距離情報であるため、光の影響のノイズを除去しつつ、実測データにて細かい調整を行った。

② 質量を超えないバッテリーの選定

…ARLISS2023では打ち上げ1回目にてバッテリー切れでゴールから328m地点で停止した。コンピュータの電源消費が大きく、バッテリーの容量の見直しを行った。バッテリーはCanSatに収まるサイズであることも考慮し、前年の1100mAhより大きいバッテリーを選定した。選定時は表記容量が実際の容量であるか、バッテリーを放電の上で満充電を行い、容量を測定し1300mAhのバッテリーを選定した。

③ GPS測位精度の管理

…GPSは測位精度が高いSAM-M10Q GPSを使用しているが、測位精度を上げるために衛星情報を4時間記憶できるが、コールドスタートから半日以上の間を掛け衛星情報の取得が必要であるため、常にバッテリーを用意し衛星情報の取得を行った。

④ 投下用ドローンの用意

…落下試験用に投下用ドローンの利用ができるようにした。ドローンは格安のものをカスタマイズで購入し、投下用キャリアも3Dプリンタ及びサーボを無線でふたを開閉させる回路を作成した。またドローンから投下できる法律や規定を調査し申請を行ったが、近年のドローン個人利用は規制が大きく投下までかなり苦労した。

第8.2章 課題点

・スケジュールにおいて余裕がなかったため、より余裕を持ったスケジュールで行う（詳細は7.3節の開発期間見直し欄に記述）

・ミッションをゴール認識のみでなく、制御に役立てる動作を考案する

第8.3章 今後の展望

- ・ 審査書の試験スケジュールは最低2ヶ月、余裕を持って3ヶ月間を想定する。
- ・ 試験は大人数で割り振って実施する
- ・ ToFや物体検出手法をゴール認識のみでなく、走行時をはじめとした制御に取り入れていくこと