

ARLISS2024 大会報告書

提出日：2024 年 10 月 19 日

チーム情報

CanSat チーム名	芝浦工業大学 Astrum
CanSat チーム 代表者情報	渋谷 祐介 ab22016@shibaura-it.ac.jp, 070-4382-9918
UNISEC 団体名	芝浦宇宙航空研究開発部 SHARXS
UNISEC 団体 学生代表	林 競太郎
責任教員	山崎 託 taku@shibaura-it.ac.jp, 048-720-6124
CanSat クラス	Open Class

メンバ

役割	氏名 (学年)
PM	渋谷 祐介 (B3)
機体	佐藤 裕介 (B3)
電装	幸前 譲 (B4)
電装	川嶋 士蓮 (B2)

CanSat の製作目的・大会参加理由

目的は CanSat 製作の過程を通じてエンジニアリング、プロジェクトマネジメントを学ぶこと。大会参加理由は、ARLISS 規模の過酷な環境の中で試験を行うことで国内大会では得ることのできないフィードバックを得ることである。

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.....	4
第1.3節 サクセスクライテリア.....	5
第2章 システム要求.....	6
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.....	6
第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求.....	7
第3章 システム試験項目の設定.....	8
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.....	8
第3.2節 ミッションを達成するためのシステム試験項目.....	8
第4章 システム仕様.....	10
第4.1節 機体概観.....	10
第4.2節 機体機構.....	11
第4.3節 搭載機器.....	13
第4.4節 使用電源.....	17
第4.5節 アルゴリズム.....	17
第4.6節 画像処理.....	18
第5章 システム試験.....	20
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.....	20
第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験.....	34
第6章 工程管理.....	40
第7章 大会結果報告.....	41
第7.1節 目的.....	41
第7.2節 結果.....	41
第7.3節 考察.....	42
第8章 まとめ.....	44
第8.1章 工夫点・努力した点.....	44
第8.2章 課題点.....	44
第8.3章 今後の展望.....	44

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

ゼロ距離ゴールの達成

昨今の能代宇宙イベント・種子島ロケットコンテストでは、ゼロ距離ゴールを可能とした機体でも、パラシュート開傘時や着地時の衝撃、プログラム・電装異常などの様々な理由から、多くの団体が目標を達成できず、ゼロ距離ゴール達成の難しさを示している。また、弊団体においては、参加メンバ全員が**本大会初出場**であり、ロケットによる打ち上げや砂漠特有の厳しい環境条件と制約を踏まえ、不必要な要素を割り、**最小限のリソースでゼロ距離ゴールを目指す**ことを目標に決めた。少人数、開発期間が短期間などの理由からも本プロジェクトではゼロ距離ゴールを確実にを行うことを目標にしようという結論に至った。

第 1.2 節 ミッション内容

・ミッションシーケンス

1. ロケットにより機体を打ち上げる
2. ロケットから機体を放出
3. パラシュート展開
4. 着地・パラシュート分離
5. ゴール 10 m 以内まで GNSS と地磁気で誘導し最短経路でゴールに向かう
6. スタックを正確に判断し、復帰処理を行う
7. ゴール付近では物体検出で機体を誘導（目標をロストした場合 5 へ戻る）
8. ゼロ距離ゴールを判定し、完全停止

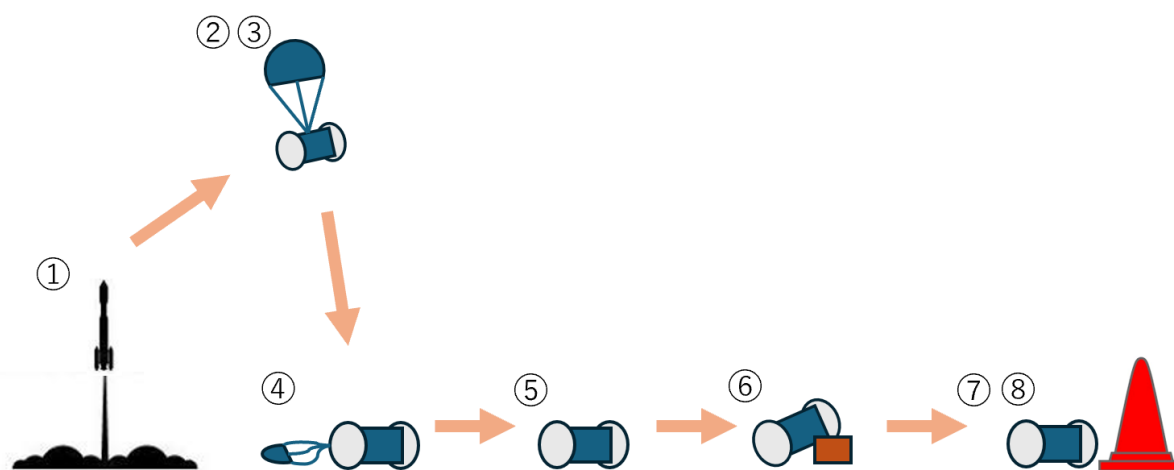


図 1.2 : ミッションシーケンス

第 1.3 節 サクセスクライテリア

・アウトプット目標

アウトプットとして、国内大会では得ることのできないロケットによる打ち上げ時のデータや、砂漠環境下でのより月面に類似した走行環境のデータを得ることを目標とする。加えて、フルサクセスの達成により、ARLISS におけるゼロ距離ゴールをした際の走行データを取得することを狙う。

・サクセスクライテリア

昨年までの国内大会への出場経験から、チームとして確実に軟着陸をする技術の獲得に成功した。一方で、ゼロ距離ゴールの達成は1度も成功しておらず、その難しさを十分に実感した。このような経緯から、より高度化・難化する走行実験において、段階的なアウトプット目標の達成を狙うべく以下のようなサクセスクライテリアを設定した。

達成度	内容	評価方法
ミニマムサクセス	パラシュートの分離が正常に行われ、機体の損傷なく軟着陸する	目視による確認と、制御履歴からプログラム通りに着地判定し、分離機構が作動したことを確認する。
フルサクセス	GNSS と地磁気による誘導によってゴール 10 m 以内までへ接近する	目視による確認と、制御履歴からゴールに接近して画像処理フェーズに入ったことを確認する。
エクストラサクセス	画像認識によってゼロ距離ゴールを達成する	目視による確認と、制御履歴から機体がゴールに到達していると判断したことを確認する。

・アウトカム目標

ARLISS への参加経験を踏まえ、後代に技術や知識を引き継ぐ。それに加えて最小限の機体構成でアウトプット目標を達成することで、サクセスクライテリアに示した軟着陸、GNSS・地磁気による誘導、ゼロ距離ゴールの再現性を団体全体として高めることを目標とする。（アウトカムの担い手は今後 ARLISS に参加する可能性のある団体の下級生とする）

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

競技を安全かつ事前に定められた制約の中で遂行するため、本実験ではレギュレーションが制定されている。これを満足する機体を製作するため、以下のようにシステム要求を設定した。R1はキャリア収納のため。R2、は機体の紛失対策のため。R3、R4、R7、R8は安全や機体の耐久性の保証のため。R5、R6、は混線等の防止のため。R9はメンテナンスが不要であることを保証するために設定している。

またR1～R9に加えて、特に Comeback Competition において必要であると判断される、CR1とCR2をシステム要求に追加した。

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。

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, 特にアウトプット目標に示したサクセスクライテリアをエクストラサクセスまで達成すると共に, 安全かつ確実な走行を行うべく以下のシステム要求を設定する. M1~M2, M3~M4, M5 はそれぞれ順に, ミニマムサクセス, フルサクセス, エクストラサクセス, に対応している. また, M6 はアウトプット目標であるデータの取得を確実にを行うために設定した.

番号	ミッションを達成するためのシステム要求
M1	CanSat は着地衝撃を受けた後もその機能を維持しなければならない.
M2	CanSat はロケットの発射衝撃を受けた後もその機能を維持しなければならない.
M3	CanSat がロケットに搭載後からゴールするまで継続して十分な電力が共有できること.
M4	CanSat は機体がスタックした場合, それを検知して対処しなければならない.
M5	CanSat がゴール地点に設置されたゴールを判定できること.
M6	CanSat は地上局と一定距離が離れた場合でも通信を維持しなければならない.

第3章 システム試験項目の設定

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

製作した機体が第2.1節で設定したシステム要求を満たしているかを確認するために、以下のように試験項目を設定した。7月6日までにRV1からRV8までとRV10の試験を終了し、そのフィードバックをもとにRV9 EtoE試験を行えるよう実施予定日を定めた。RV11 搭載物確認試験は、第2.1節のR8に対応する試験を実施できていなかったため、遅れて実施することとなった。

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	7月6日
RV2	機体の収納・放出試験	R1	7月6日
RV3	分離衝撃・パラシュート開傘衝撃試験	R4	7月6日
RV4	準静的荷重試験	R4	7月6日
RV5	投下試験	R3, R9	7月6日
RV6	GPS データダウンリンク試験	R2, M6	7月6日
RV7	無線 ON・OFF 試験	R5	6月30日
RV8	無線 CH 変更試験	R6	6月30日
RV9	EtoE 試験	R7, CR1	7月15日
RV10	制御履歴レポート試験	CR2	7月6日
RV11	搭載物確認試験	R8	7月28日

第3.2節 ミッションを達成するためのシステム試験項目

第2.2節のミッションを達成するためのシステム要求を達成すると共に、安全かつ確実な走行を行うべく以下の試験項目を設定する。MV1～MV5 はそれぞれ順に、ミッションを達成するためのシステム要求に対応している。

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
MV1	着地衝撃試験	M1	7月6日

MV2	振動試験	M2	7月8日
MV3	バッテリー持続試験	M3	7月6日
MV4	スタック検知試験	M4	7月6日
MV5	ゴール検知試験	M5	7月6日

第4章 システム仕様

第 4.1 節 機 体 概 観

図 4.1.1 , 図 4.1.2 に機体外観を , 表 4.1.1 に機体諸元を示す .

2024 年度種子島宇宙コンテストにて運用した機体の設計を基に , 砂漠地帯における長時間の運用を想定した改修を行った . 内容として , 耐熱温度の高い材料を使用することに加えて機体色を太陽からの放射熱を吸収しにくい白色を基調にすること , 大容量バッテリーを格納する空間の確保 , 砂塵の侵入を防ぐための動力部分への覆いの取り付け等が挙げられる .

従来は CFRP(炭素繊維強化プラスチック)板を加工することで構体を作成していたが , 加工の難しさやコスト面 , 人体への安全性といった理由からナイロンカーボンフィラメントを使用した 3D プリント部品に変更した . これにより制作が容易になったほか , 部品の一体成型が可能になったことによる構成部品及び締結部品の削減 , 保守性の向上などの効果が得られた .

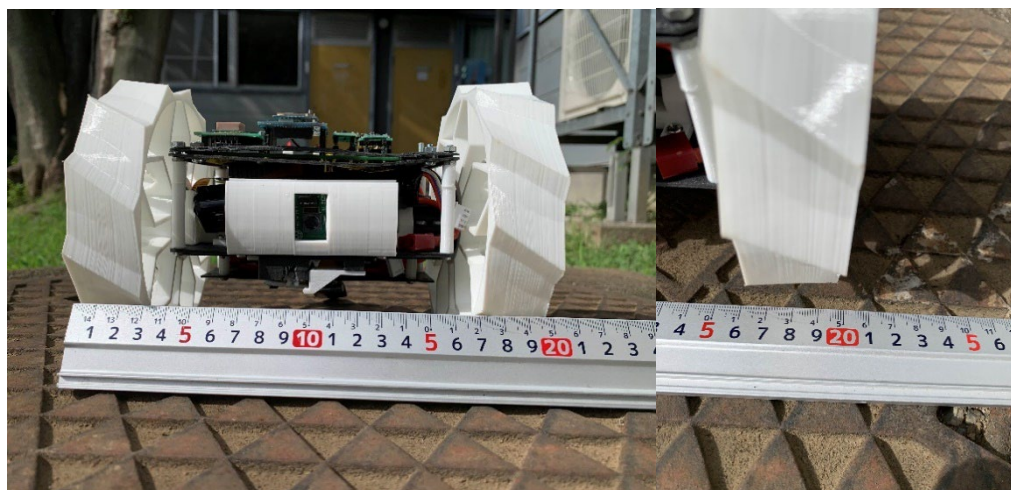


図 4.1.1 : 正面図

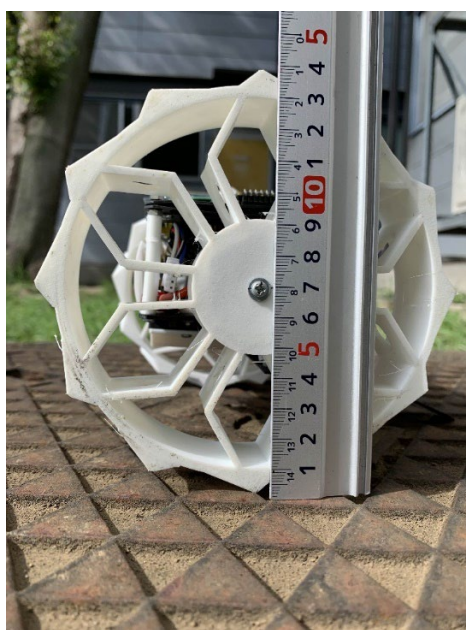


図 4.1.2 : 側面図

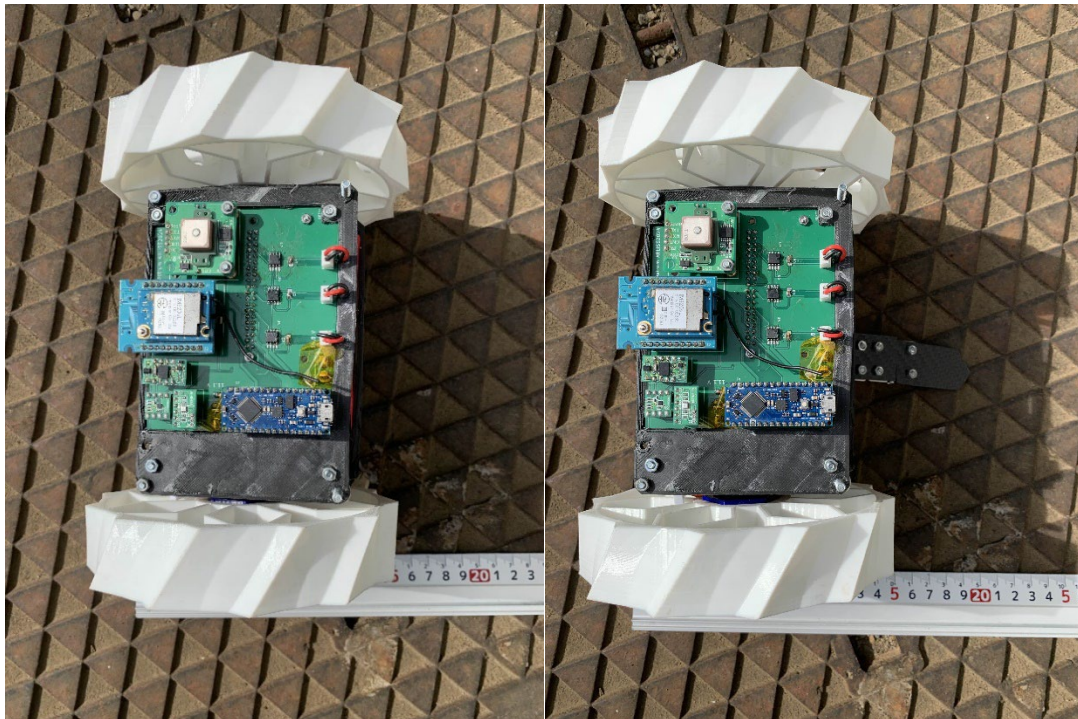


図 4.1.2：上面図(スタビライザー収納時及び展開時)

表 4.1.1：機体諸元

直径 [mm]	142
高さ [mm]	207
質量 [g]	1045

第 4.2 節 機体機構

・走行用装置

図 4.2.1 に軸周辺機構を示す。モータとタイヤを直結する出力軸の外周にベアリングを介して塩化ビニル製の軸を配置することで、落下時の衝撃を2つの軸で分散し、落下に伴う出力軸の折損や変形を防止する。

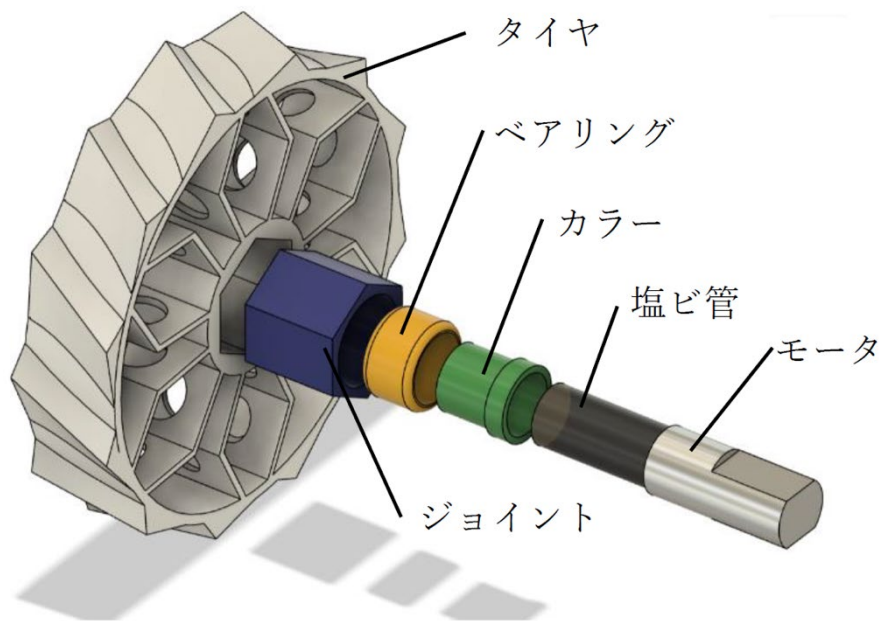


図 4.2.1 : 軸周辺構造

・分離装置

図 4.2.2, 図 4.2.3 に分離装置の構造を示す. モーターでラックギアを動作させ, ロックを開放すると, バネによってパラシュートに取り付けられたプラグが飛び出し, パラシュートと機体を分離する.

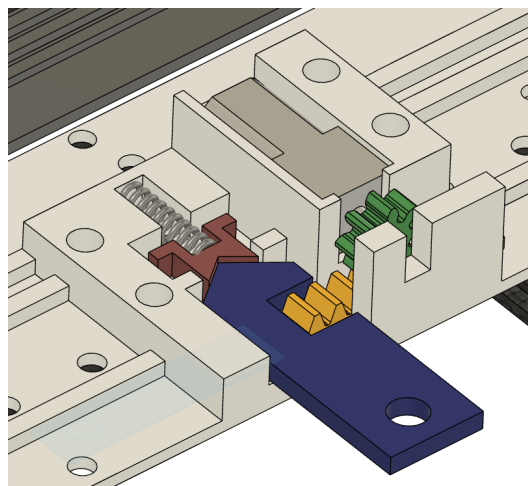


図 4.2.2 : 分離装置内観図

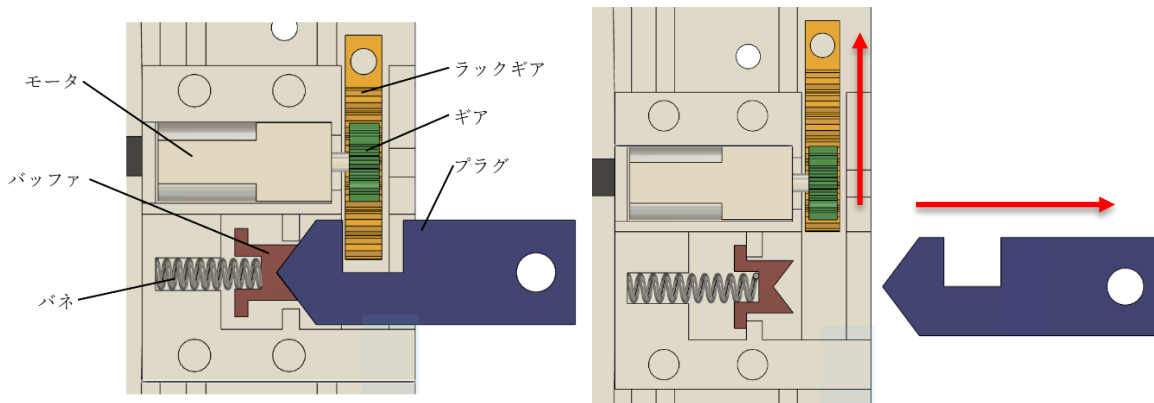


図 4.2.3：分離装置の動作

第 4.3 節 搭載機器

機体搭載計器類一覧と選定理由を表 4.3.1 に、搭載計器類と使用用途を表 4.3.2 に示す。また、システム図を図 4.3.1 に、回路図を図 4.3.2 に示す。

表 4.3.1：搭載計器類一覧

種別	計器名	選定理由	データシート一覧
コンピュータ	Raspberry Pi Zero 2 W	クアッドコアの1 GHz動作の64-bit、メモリ512 MBと機械学習が可能な計算処理能力を持ち、Raspberry 4 と比べて軽量で消費電力も約0.2 Aと少ないから。	https://datasheets.raspberrypi.com/rpizero2/raspberry-pi-zero-2-w-product-brief.pdf
	Arduino Nano E very	GNSSと通信機で2つのUART通信を持ち入り、通信機との接続のため導入した。また、電池の電圧をロジック電圧の5 Vに降圧する役割も持つ。	https://docs.arduino.cc/resources/datasheets/ABX00028-datasheet.pdf
センサ	GYSFDMAXB	位置情報を得るためにGNSSとして採用した。	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-12905/
	BNO055	地磁気情報を得るための9軸センサとして採用した。マイコンフュージョンであり、自	https://akizukidenshi.com/download/ds/akizuki/AE-BNO055-BO_20220413.pdf

		動的にキャリブレーションが行われるため選定した。	
	BME280	気圧の値を取得するために採用した。	https://akizukidenshi.com/download/ds/akizuki/AE-BME280_manu_v1.1.pdf
I2Cレベル変換モジュール	PCA9306	気圧センサのロジックレベルが3.3 Vに対し、その他の計器が5 Vのため、レベル変換モジュールとして採用した。	https://akizukidenshi.com/goods/affix/m5452-ae-pca9306.pdf
モータドライバ	BD6231F	36 Vまで印加可能であり、使用経験から熱やショートにロバストなためモータドライバとして採用した。	https://akizukidenshi.com/download/ds/rohm/bd623x-j.pdf
通信機	IM920sL	LoRA通信を行い、見通して距離が7 kmであるため、本プロジェクトの要求を満たすとみなし採用した。	https://www.interplan.co.jp/support/solution/wireless/im920sl/manual/IM920sL_manual.pdf
カメラモジュール	Raspberry Pi カメラモジュール V2	VGA (640 x 480 p)と十分な画素値があり、Raspberryとカメラケーブルで接続できるため採用した。	https://docs.rsonline.com/3b9b/0900766b814db308.pdf
リチウムポリマー電池	ポバッテリー KY POM K6 14.8V 2200mA 35C-70 C	12 Vのモータを駆動させる電圧があり、容量2200 mAとMV3で示すようにミッション遂行に十分な電力を有しているため採用した。	https://www.kkhobby.com/SHOP/BT118.html
	Doublepow 11.1 V 30C 2000mAh 2S	Arduinoの定格電圧である7 V ~ 18 Vの範疇にあり、容量2000 mAとMV3で示すようにミッション遂行に十分な電力を有しているため採用した。	https://amzn.asia/d/fYE8sqn
モータ	Walfront DCギヤードモータ 12 V	過去大会で使用し、十分なトルクがあると判断した上に、100 RPMと本番会場を走行するのに十分な速度を有しているから。	https://amzn.asia/d/6nWIAIB
	Rebower ギヤードモータ DC 12V	14.8 Vの印加に耐え得り、80 RPMと分離機構の作動に十分な性能があるため。	https://amzn.asia/d/hlAbMiR

表 4.3.2 : 搭載計器類詳細

種別	計器名	使用用途
コンピュータ	Raspberry Pi Zero 2W	リチウムポリマー電池の電圧11.1 VをDCDCコンバータで5 Vまで降圧してコンピュータに印加する。センサの値の取得、機体の制御、画像処理を担当し、Arduino Nano EveryとI2Cで通信を行う。
	Arduino Nano Every	Raspberry Pi Zero2WとI2Cで通信を行い、通信機とUART通信で通信を行う。Raspberry Piから受信した位置情報を通信機で発信する。
センサ	GYSFDMAXB	位置情報を取得するためのGNSSに使用し、UART通信でRaspberry Piと通信する。Raspberry Piから5 Vを印加する。
	BNO055	9軸センサ(地磁気,加速度,ジャイロ)で、地磁気情報を取得するために使用する.GNSSを併用して現在地と機体が向いている方向を割り出し、目的地に向かうためのプログラムで使用する。I2C通信でRaspberry Piと通信し、GNSSと同様に5 V印加する。
	BME280	気圧センサであり、気圧の値の差から着地判定に使用する。I2Cレベル変換モジュールを介してI2C通信でRaspberry Piと通信し、Arduinoから3.3 V印加する。
I2Cレベル変換モジュール	PCA9306	ロジックレベル5 Vと3.3 V間の通信に使用する。9軸センサと気圧センサ間に設置し、3.3 VをArduinoから供給する。
モータドライバ	BD6231F	PWMを用いてRaspberry Piと通信し、タイヤの速度を調節する。リチウムポリマー電池の電圧14.8 Vを印加する。
通信機	IM920sL	所得した位置情報を送信するために、基地局間との通信で用いる。通信帯域は920 MHzであり、Raspberry PiとUART通信で通信する。気圧センサと同様に3.3 V印加する。

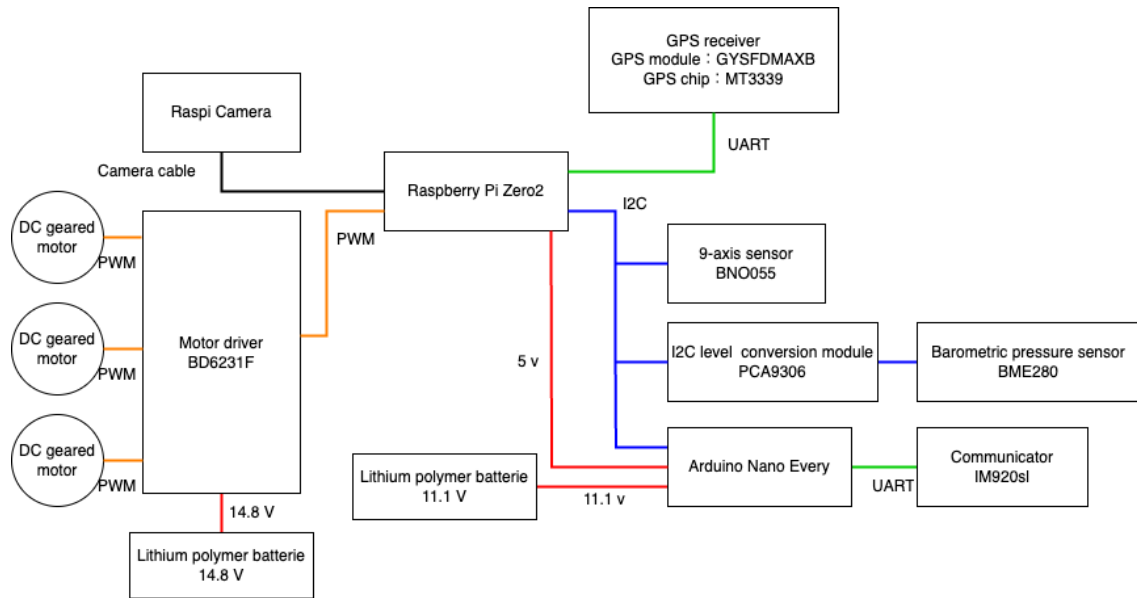


図 4.3.1 : システム図

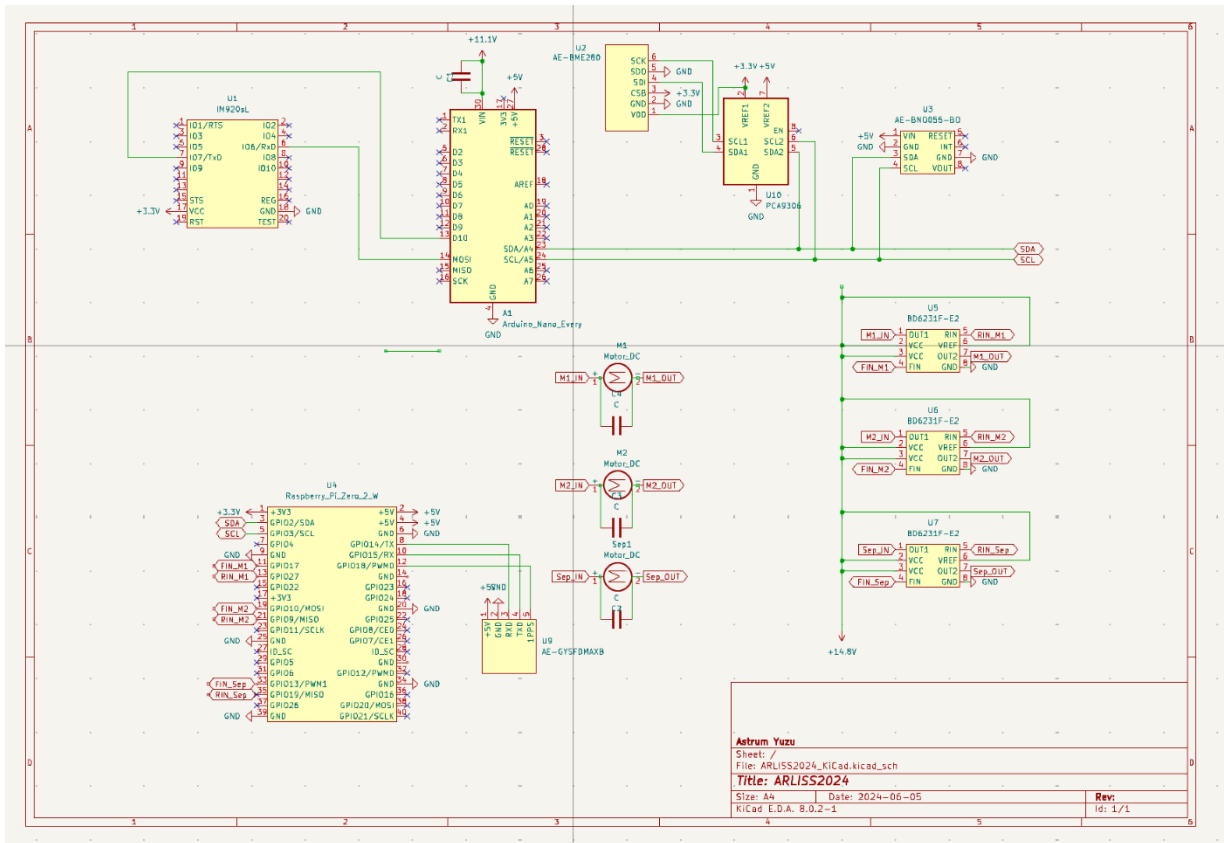


図 4.3.2 : 回路図

第 4.4 節 使用電源

・使用する電池

- 11.1V リチウムポリマー電池(電装用)
- 14.8 V リチウムポリマー電池(モータ用)

・安全対策

- リチウムポリマー電池を運搬する際は防火袋に入れ、他の荷物とは別々にし、緩衝材で覆い運搬時の揺れなどによる衝撃を吸収させ、できるだけ衝撃を与えないようにして運搬する。
- 現地では暑い中での活動が考えられるため、リチウムポリマー電池を車内などの高温になりやすい場所に放置せず、必ず目の届く範囲で管理する。
- 万が一発火した場合、可燃物がない場所を確保し、鎮火するまで待機する。
- 落下の衝撃によるリチウムポリマー電池の破損を防ぐために、CanSat に搭載する際は電池を緩衝材で覆う。

第 4.5 節 アルゴリズム

一連のプログラムの流れを示したフローチャートを図 4.5 に示す。

1. はじめに通信機を OFF にした状態でミッションを開始する。処理を開始した後、気圧センサを用いて気圧の値から着地判定を行う。キャリア搭載時の気圧から高度を求め、初期値とする。高度が初期値から 30 m 以上上がったことを確認し、機体が上昇したと判定する。その後、初期値に対して、高度 3 m の位置まで降下したときに着地したと判定する。着地判定時に分離機構によりパラシュートを切り離し、ゴール方向へ旋回してゴールへの接近を開始する。
2. 走行を開始し、現在地の情報とゴールの座標から求めた方向と、地磁気情報から求めた機体の向きの差の絶対値が 7 度以上のとき、機体がゴールの方向を向いていないと判断し、回転して機体の向きを調整する。走行中に機体の位置の変位からスタックを判定し、スタックした場合は後進して向きを変えた後前進するといった操作を行う。
3. 機体がゴール 8 m 以内に到達した場合、画像処理(物体検出)に移行し、カメラを用いたゴール検知によってゴールに接近し、ゼロ距離ゴールを目指す。ゴールを見失わない、8 m 以上遠かった場合は 2 項の処理に戻る。

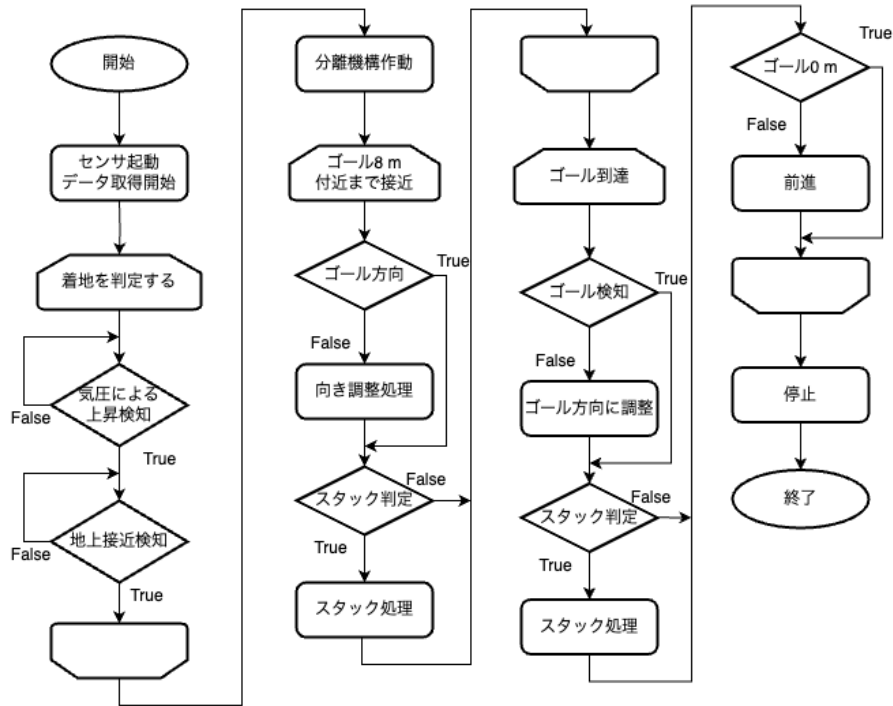


図 4.5：フローチャート

第 4.6 節 画像処理

・日差し対策

現地では強い日差しが想定され、カメラで取得した画像が白飛びしたり、逆光によってゴールを検知できなかつたりする可能性がある。本プロジェクトでは、そのような場面に対処するため、あらかじめ取得した画像に加工を施す工夫を行う。具体的には、取得した画像の画素値のヒストグラムを平坦化することで実現する。図 4.6.1-a は逆光が強い画像であり、画素値のヒストグラムの分布が図 4.6.1-c のようになっている。これを図 4.6.1-d のように平坦化させることで、図 4.6.1-b のような輝度を弱めた画像にすることができる。



図 4.6.1-a



図 4.6.1-b

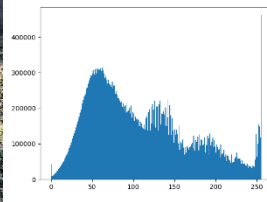


図 4.6.1-c

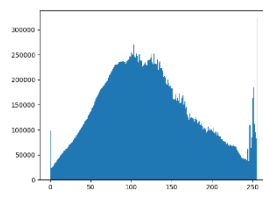


図 4.6.1-d

また、図 4.6.2-a は暗い画像である。逆光によって、画像が暗くなってしまうこともあるが、図 4.6.2-c から図 4.6.2-d への変換のように、ヒストグラムを平坦化させることで図 4.6.2-b のような物体が認識しやすい画像にすることができる。



図 4.6.2-a



図 4.6.2-b

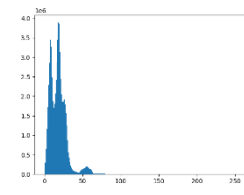


図 4.6.2-c

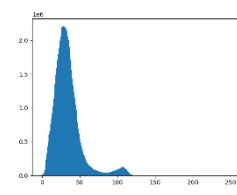


図 4.6.2-d

・物体検出

現地の日差しが強いことから、色情報ではなく、物体検出を用いてゴール検知を行うこととした。フレームワークとして、計算資源の限られているエッジデバイスでも軽量で機械学習を行える YOLOv8 を採用した。YOLO(You Only Look Once)は、領域候補を回帰問題として推定していくアーキテクチャであり、領域候補の探索とクラスの識別を同時に行うことで、他のモデルと比較して高速な処理速度を実現している。本プロジェクトにおける物体検出では、対象が密接しておらず、検出対象もゴールのみであることから本モデルを採用した。

過去の大会や実験で取得した約 600 枚のパイロンの画像から学習を行い、図 4.6.3-a に示すように、高精度で汎化モデルを作成した。図 4.6.3-b のように本大会のゴールも高精度で検出できており、限られた計算資源で物体検出によるゴールを認識した状態での誘導が実現できる。

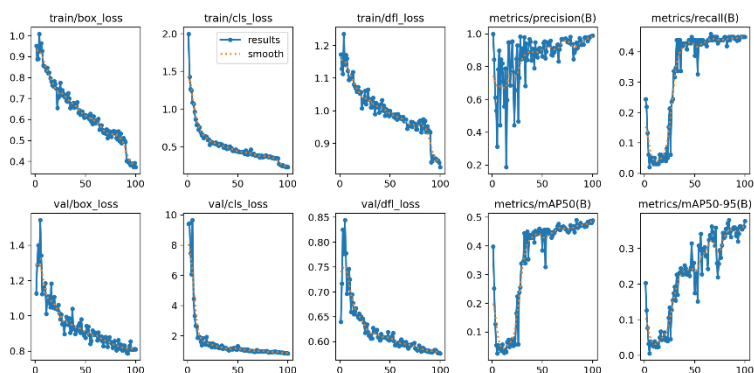


図 4.6.3-a : 学習結果



図 4.6.3-b : 検出結果

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 の質量が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の合計質量を計測する。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
 - 試験の結果は図5.1.1のようになった。パラシュートも含めて重さは1040gとなった。



図5.1.1 CanSat 本体とパラシュートの合計質量

- 結論
 - 上記の結果より、機体とパラシュートの合計の質量がレギュレーションを満たすことが確認される。

RV2 機体の収納・放出試験

- 目的
 - パラシュートを含む機体が内径 146 mm、高さ 240 mm のキャリアに収まり、自重で落

下することを確認する。

- 試験内容

- 内径 146 mm, 高さ 240 mm の疑似キャリアを作成し, 機体とパラシュートを収納する。疑似キャリアの画像を図5.1.2-aと図5.1.2-bに示す。その後キャリアを持ち上げ, 空中に静止させた状態で CanSat から静かに手を放し, 自重で落下することを確認する。この確認作業を3度行う。

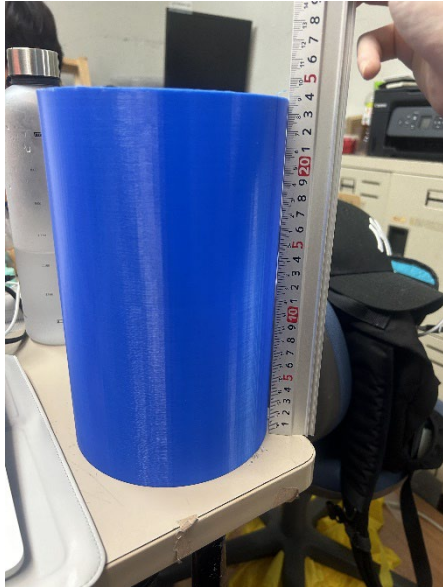


図 5.1.2-a : 疑似キャリア高さ



図 5.1.2-b : 疑似キャリア内径

- 試験結果

- 実験結果を表 5.1.2-1 に示す。3回の試験において, 機体とパラシュートが疑似キャリアに収納でき, 自重で落下することが確認された。

表 5.1.2-1: 試験結果

回数	実験動画	放出判定
1	https://youtu.be/EjcxS_wG3uc	○
2	https://youtu.be/E4pfSTI1H_Q	○
3	https://youtu.be/V5J70zNUSXE	○

- 結論

- 以上の結果から, 機体がキャリアに収納でき, 自重で落下することがわかる。

RV3 分離衝撃・パラシュート開傘衝撃試験

- 目的
 - ロケットから放出される際の衝撃及びパラシュート開傘時の衝撃に、機体が耐えうることを確認する。
- 試験内容
 - パラシュートと機体接続部が機構として故障していないことを確認する。今回はパラシュート展開時に想定される荷重をかけるために高所から機体を投下させて試験を行う。最低でも機体上面に垂直な方向に 50 G（推奨値）がかかるという条件で行う。
 - CanSat の重量から合計荷重[kgf]を求め、合計荷重からパラシュートの紐と CanSat 本体との接合部の 2 つの部分へ分散した荷重を求める。加えて、パラシュートの結び目 5 か所の 1 か所当たりの荷重も算出し、それぞれの荷重をシミュレーションとして測定する。また、わかりやすいように写真で荷重がかかる箇所を示した。シミュレーションの荷重で実際にパラシュートに損傷がないか実験を行い、パラシュートが機構として故障していないことを確認する。パラシュート投下試験において機体は損傷なく着地をしたことを確認する。
- 試験結果
 - キャリアから放出された CanSat が減速時に掛かる荷重のシミュレーションを行った。CanSat の質量 1.040 kg(RV1 質量試験参照)で規定値 50G を基準値として合計荷重計算を行った結果、

$$1.040 \times 50 = 52 \dots \textcircled{1}$$

CanSat 本体との接合部の 2 つの部分へ分散させると、

$$52 / 2 = 26 \dots \textcircled{2}$$

パラシュートは 5 箇所接続されており、26kgf の値を 5 か所に分けると、

$$26 / 5 = 5.2 \dots \textcircled{3} \text{ よって 1 か所につき 5.2kgf となる。}$$

投下時の様子と終端速度、故障の有無を表 5.1.3-2 に示す。

5.1.3-2: 試験結果

実験結果	終端速度(m/s)	故障の有無	動画URL
1回目	4.80	無	https://youtu.be/iT7UF6pqUt0
2回目	5.95	無	https://youtu.be/JaOhmGNm8OU
3回目	5.40	無	https://youtu.be/h_iu9Nxjkm5

- 結論

- 以上の結果より、パラシュート投下時の衝撃による機体の損傷がないため、パラシュートの投下後のパラシュートの分離、走行に問題がないことを確認できた。

RV4 準静的荷重試験

- 目的
 - ロケットによる打ち上げの際に生じる衝撃に機体が耐えうることを確認する。
- 試験内容
 - 本試験では IMV 株式会社 日本高度信頼性評価試験センターの振動試験機を用いて、10[G]、20[Hz]、加振時間を 20[sec] の正弦波振を垂直方向に機体に加え、機体の損傷や機能に問題がないか確認する。
 - 試験場の様子を図.5.1.4-1 に示す。また実際に試験を行った際のパラメータを図.5.1.4-2 に示す。



図.5.1.4-1: 実際の試験機の様子

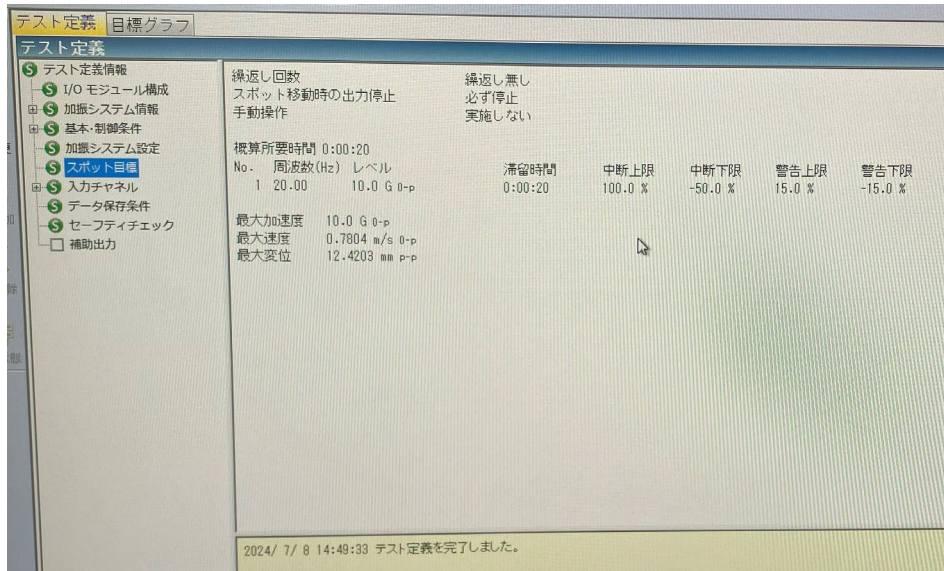


図.5.1.4-2:準静的荷重試験のパラメータ

- 試験結果

- CanSat に振動を与えた結果、機体に損傷は見られなかった。また電装にも異常はなかった。
- 以下に試験によって得られた加速度のデータを図.5.1.4-3 に示す。データは全方向の加速度を合算したものになる。

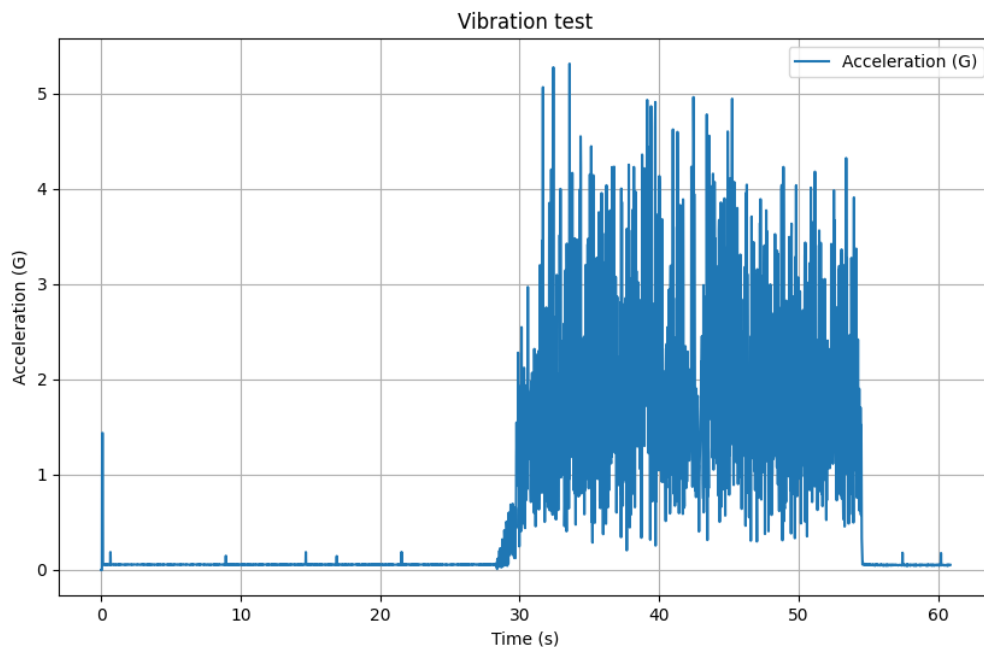


図.5.1.4-3: 加速度のデータ

試験によって得られた加速度の値が、試験機のパラメータと比較して大きく差がある。これは、機体を固定するために使用した治具と治具内部に収納した CanSat の間に若干の隙間があり、CanSat が完全に固定されなかったためである。可能な限り治具と機体の固定は試

みたが試験機の特長上、このような結果となった。

しかしながら、5[G]を超える荷重は3回にわたってかけられており、それに類する値を20[s]間与えることができているため、本試験の有意性は十分だと言える。

- 結論

- ロケットによる打ち上げの際に生じる衝撃に機体が耐えうることを確認できた。

RV5 投下試験

- 目的

- 投下の際にパラシュートが展開、減速しパラシュートの終端速度が推奨値の4~6 m/sになるか検証する。

- 試験内容

- 機体を付けたパラシュートを図 5.1.5 の位置から投下させた。レーザ距離計を用いて5か所の基準点を設け、機体本体が一つ目の基準点を通過した瞬間から、次の基準点を通過するまでの時間を計測して区間内での速度を求める。これらの計測を図 5.1.5 のA~E区間それぞれで同様の計測を行う。求めた速度をもとにグラフを作成し、パラシュートが終端速度まで減速しているかを評価する。以上の試験を3回行う。今回の試験ではパラシュートの性能、終端速度を確認するため、投下位置の低さを考慮してパラシュートをたたまず投下する。

レーザ距離計を用いて基準点から落下地点までの距離を3回測定し、それらの数値の平均をとった結果、基準点は6.456mであった。



図 5.1.5-1 基準点距離測定

- 投下時間の算出方法

撮影した動画をフレーム率 60 フレーム/s でコマ送りにし基準点通過から着地までのコマ数を計測する。

計測したコマ数を用いて以下の式で導出する。

$(\text{基準点間のコマ数}) / 60[\text{フレーム/s}] = (\text{基準点から着地点までかかる時間})[\text{s}]$

終端速度は以下の式で導出する.

$6.456 (\text{基準点の高さ})[\text{m}] / (\text{基準点から着地点までかかる時間})[\text{s}] = (\text{終端速度})[\text{m/s}]$

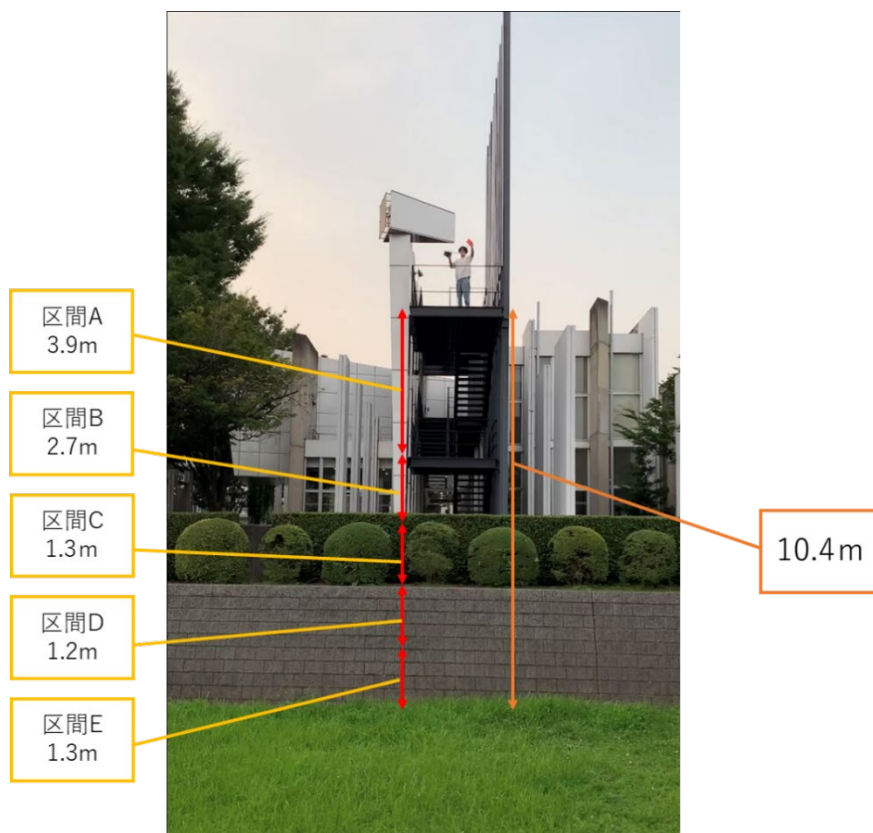


図 5.1.5-2:測定高さ

- 試験結果

- 表 5.1.5-1 に投下試験の結果を示す。

表 5.1.5-1:試験結果

回数	実験動画
1回目	https://youtu.be/iT7UF6pqUt0
2回目	https://youtu.be/JaOhmGNm8OU
3回目	https://youtu.be/h_iu9Nxjkms

- 結論

- パラシュート投下試験結果より、終端速度の平均は 5.38m/s となり、当初の目的である投下の際にパラシュートが展開、減速しパラシュートの終端速度が 5 m/s よりも大きいことを確認することができた。

RV6 GPS データダウンリンク試験

- 目的
 - CanSat がロケットから放出後ロストせず、無線機からの GPS データにより、長距離からでも現在位置を特定できることを確認する。
- 試験内容
 - ロケットの打ち上げ高度が 4000 m であることから、4000 m 以上機体(発信機)と基地局(受信機)が離れた状態で機体の位置を特定することができるか確認する。使用周波数は 920 MHz である。基地局上で機体の位置情報を表示することで、長距離通信が可能であることを実証する。
- 試験結果
 - 本実験は東京都赤羽にある新河岸川河川敷で行った。見通し距離が約 7 km である IM920sL を通信機に使用した。実験を通し、機体から位置情報を送信し、基地局側で受信して機体の位置を特定することができた。通信が確認できた際の通信機の位置をプロットしたものを図 5.1.6 に示す。2つの通信機間において、直線距離にして最大 1.65 km の通信に成功した。

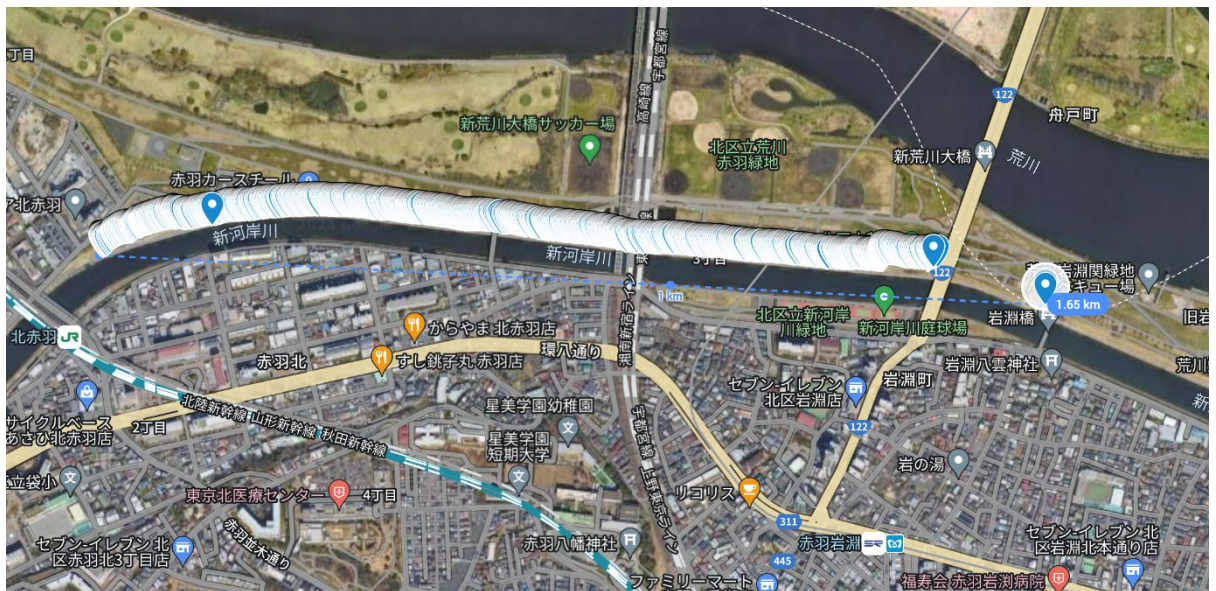


図 5.1.6：通信機推移図

- 結論
 - 本実験より、2つの通信機間で位置情報をやり取りし、機体の位置を特定することがわかった。また、本実験では最大通信距離が 1.65 km であったが、これは実験地域が都心であり、電車や車両の通行が多いため、通信が妨害されたことに起因すると考えられる。また、住宅街に近く、様々な通信回線が混線し、実験箇所の高低差がないことも原因だと考えられる。本番会場では通信の妨害や障害物がなく、打ち上げ時に高低差が生じるため、観測された倍以上の距離で通信が可能であると考えられる。

RV7 無線 ON・OFF 試験

- 目的
 - 本ミッションで使用する無線通信モジュールが、通信を ON から OFF の状態、OFF から ON の状態へと切り替えることを示す。
- 試験内容
 - 2つ通信機で通信を行い、基地局の通信機から CanSat の通信機に信号を送り、無線を OFF にする。一定時間経過後、無線が ON になることを確認する。試験は2回実施する。
- 試験結果
 - 試験の結果を以下の URL 先の動画に示す。
[無線 ON-OFF 試験 1](#)
[無線 ON-OFF 試験 2](#)
 - 上記の動画より、無線通信を行う2つの通信機において、基地局側から無線を OFF にするよう信号を送ると無線が OFF になり、10秒後に無線通信が再開されることが確認された。以上より、無線が ON・OFF できることが示せた。
- 結論
 - 本ミッションで使用する通信機は無線 ON・OFF 機能を有しており、レギュレーションを満たす。

RV8 無線 CH 変更試験

- 目的
 - 通信の混線や妨害を防ぐため、本ミッションで使用する無線通信モジュールが、無線チャンネルを変更できることを示す。
- 試験内容
 - 2つ通信機で通信を行い、一方の通信機のチャンネルを変更する。通信機間で通信を行った後、もう一方の通信機のチャンネルも同一のチャンネルに変更する。再度通信を行い、通信機が無線チャンネルを変更できることを確認する。試験は2回実施する。
- 試験結果
 - 試験の結果を以下の URL 先の動画に示す。
[無線チャンネル変更試験 1](#)
[無線チャンネル変更試験 2](#)
 - 上記の動画より、無線通信を行う2つの通信機において、一方の通信機のチャンネルを変更すると、通信機間で通信不可能となり、もう一方の通信機のチャンネルも同様にチャンネル変更すると、通信が再開されることが確認された。以上より、無線のチャンネルが変更できることが示せた。
- 結論
 - 本ミッションで使用する通信機は無線チャンネル変更機能を有しており、レギュレーションを満たす。

RV9 EtoE 試験

- 目的
 - 本番と同様の一連の手順で動作試験を行い、設定したミッションを達成できるかを判断する。
- 試験内容
 - 着地衝撃試験より、実際の投下時と同じ衝撃が加わる、落下速度が終端速度になるまでに必要な高さ ((RV5)投下試験参照)よりも高い位置から投下を行う。ただし、キャリアに収納すると試験場の高さが十分ではなく、着地までにパラシュートが開傘しないため、キャリアから機体を出した状態で投下を行う。収納放出の可否については、(RV2)機体の収納放出試験を参照されたい。
- 試験結果
 - 試験結果を以下の動画に示す。なお、EtoE 試験を通して実施する試験場が確保できなかったため、ミッションシーケンスの①から④を前半、④から⑧を後半とし、試験を分けて実施した。

表 5.1.9.1 : EtoE 試験動画

	URL
前半	https://youtu.be/Xle2OLH8QMU
後半	https://youtu.be/_acagd-C_38

- ゴール 8 m 以内まで接近し、画像処理フェーズに入った。プログラム上において、ゼロ距離到達判定となったが実際はゴール 1 m 付近で停止した。
- 結論
 - 今回の試験ではゴール 8 m 以内まで接近し、フルサクセスが達成できた。試験結果を踏まえ、確実にエクストラサクセスまで達成できるよう本番までに調整を行う。

RV10 制御履歴レポート試験

- 目的
 - 競技によって得られたデータから制御履歴レポートを作成し、大会期間及び大会後に制御履歴を作成して提出できることを確認する。またレギュレーションとサクセスクライテリアを満たすことを確認する。
- 試験内容
 - RV9の一連の動作で得られた GPS、地磁気、気圧の各センサのデータと、それらのデータから算出された値を用いて制御を行った履歴を提示することで、設定したアルゴリズムに従って動作していることを示す。また、それらの結果から視覚化した制御履歴レポートを作成する。

- 試験結果
 - 制御履歴を表 5.1.10.1 に示す.

表 5.1.10.1 : 制御履歴

ミッションシーケンス	URL
①～④	https://drive.google.com/file/d/1vAa2pny4DI69TUH7SznC8Mz5PWqT0POs/view?usp=drive_link
⑤～⑥	https://drive.google.com/file/d/17tibzC_a0TLn766RMkSKJ3bRf3ilAK9/view?usp=drive_link
⑦～⑧	https://drive.google.com/file/d/1KdehoZosTvYwEUgM-llOdiHD7dNI5-te/view?usp=drive_link

- EtoE 試験前半における機体の高度の変移を図 5.1.10.1 に示す.

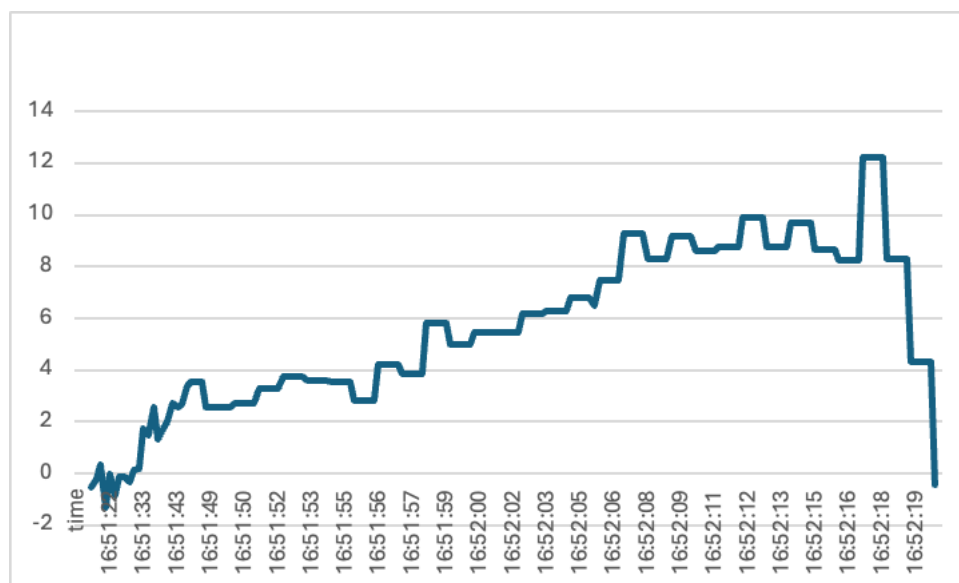


図 5.1.10.1 : 高度の変移

- EtoE 試験後半における機体の位置の推移を図 5.1.10.2 に示す.

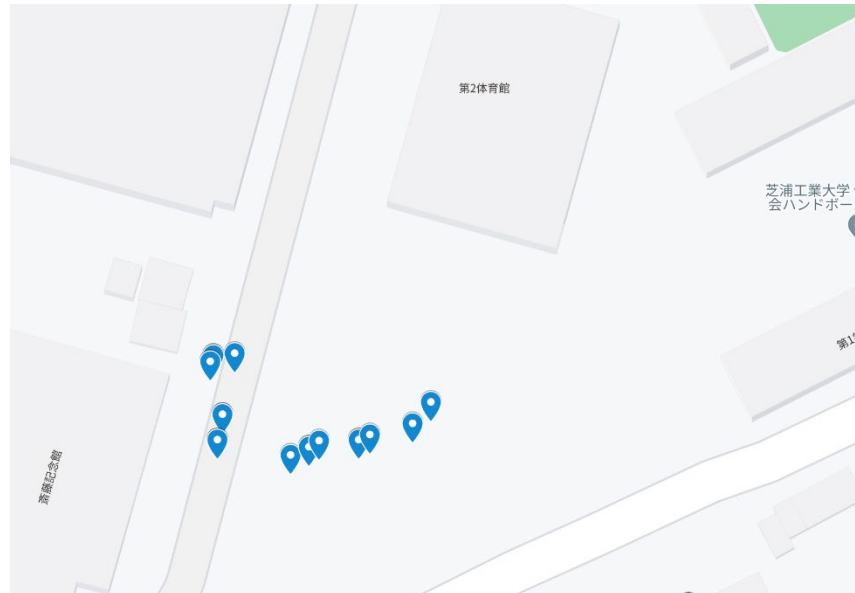


図 5.1.10.2 : 移動経路

- 結論
 - 以上より，制御履歴の取得とレポートの作成を行うことができ，レギュレーション及びサクセスクライテリアに適用することができる。

RV11 搭載物確認試験

- 目的
 - CanSat に，ロケットに損傷を負わせる可能性のある機構や物質が搭載されていないかを確認する。
- 試験内容
 - 4章で示した計器類以外のものが搭載されていないかを検査し，その安全性を確認する。
- 試験結果
 - 機体の外観を以下に示す。図より，4章で示した計器類以外のものが搭載されていないことが確認された。

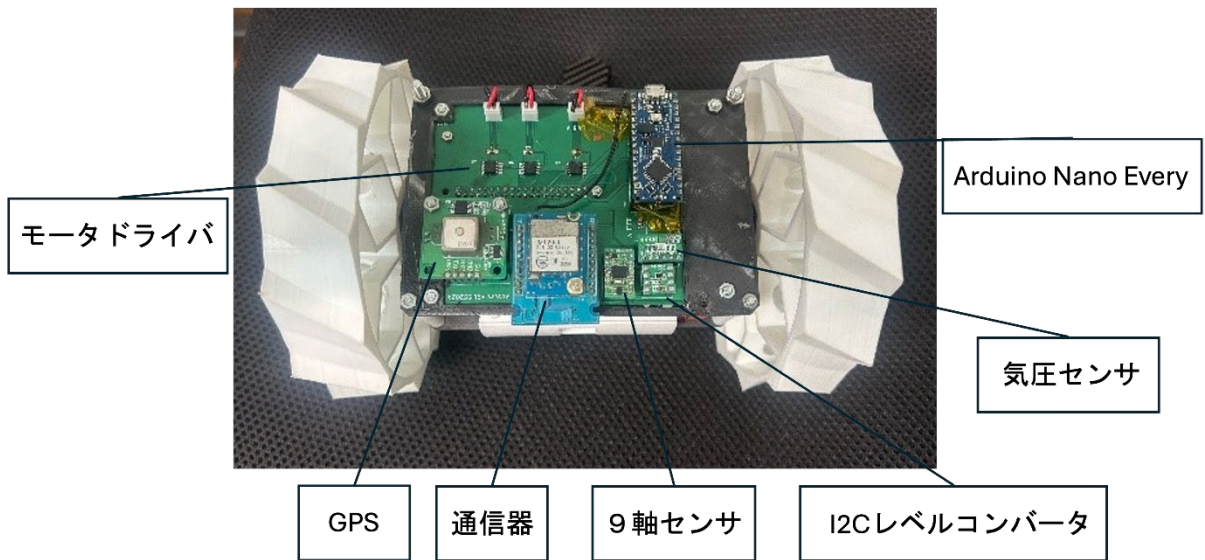


図 5.1.11-a : 機体上面

図 5.1.11-b : 機体前面

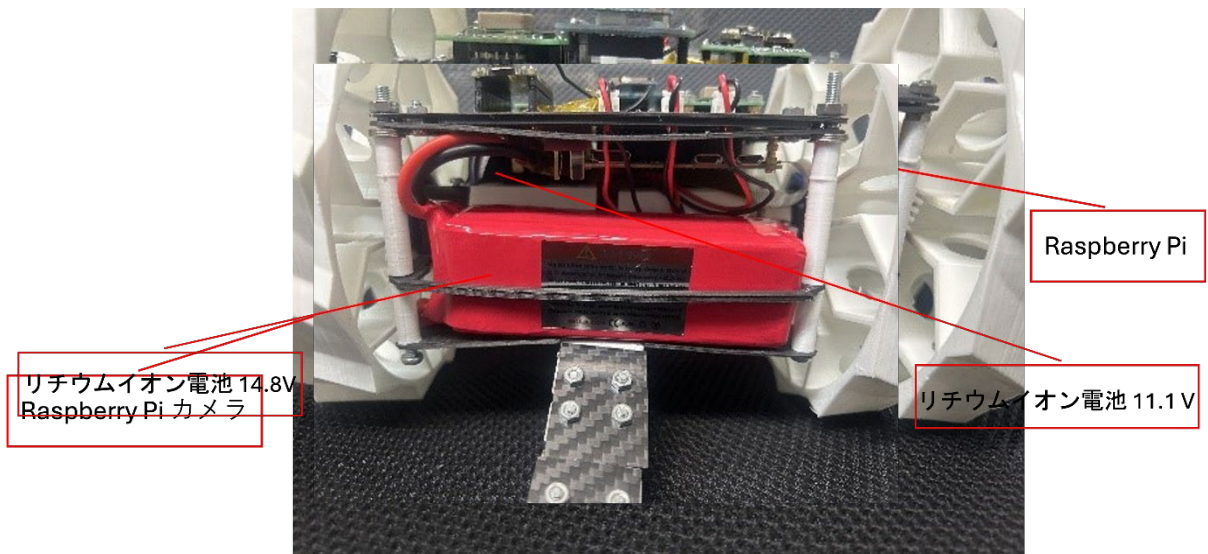


図 5.1.11-c : 機体背面

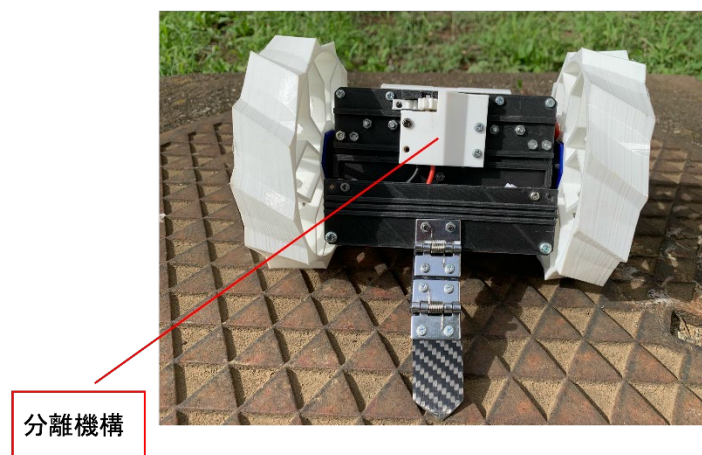


図 5.1.11-d : 機体底面

- 結論
 - 機体には、ロケットに損傷を負わせる可能性のある機構や物質が搭載されていないことが確認できた。

第 5.2 節 ミッションを達成するためのシステム試験

MV1 着地衝撃試験

- 目的
 - CanSat 機体が着地時の衝撃に耐えることが可能か検証する。
- 試験内容
 - (RV5)投下試験にて機体を 3 回投下させ、投下後の機体の様子を撮影し、機能に問題がないことを示す。
- 試験結果
 - 試験結果を表 5.2.1-1 に示す。全ての試験において、投下後に走行を開始できた。

表 5.2.1-1:試験結果

回数	動作確認	実験動画
1回目	○	https://youtu.be/bGMRQcpcMqQ
2回目	○	https://youtu.be/yoZPUM5l3Xo
3回目	○	https://youtu.be/ITdWDlSoJ2w

- 結論
 - 以上の結果より、本機体は着地時の衝撃に耐えうることができ、機能に損傷を負わないことがわかる。

MV2 振動試験

- 目的
 - ロケットによる打ち上げ時に生じる振動に機体が耐えうることを確認する。
- 試験内容
 - 本試験では IMV 株式会社 日本高度信頼性評価試験センターの振動試験機を用いて、正弦波振を 15[G], 50~2000[Hz], 加振時間を 60[sec], またはそれと同等のランダム振動を機体に加え、機体の損傷や機能に問題がないか確認する。
 - 試験は合計で 2 回行い、1 回目は垂直方向に正弦波振動を 15[G], 30[Hz]~1400[Hz] で 60 秒間、振動を加えた。試験前は推奨値である 2000Hz まで周波数を上げる予定だったが、試験機の実用上 1400[Hz]を最大とした。代替として、2 回目の試験の際にランダム振動を利用することにより 2000Hz まで周波数を増加させている。
 - 2 回目はランダム振動を 15[G], 30[Hz]~2000[Hz]で 60 秒間、振動を加えた。推奨値である 40[G]まで荷重をあげることは 1 回目と同様に試験機の実用上、不可能だった。
 - 試験機の実上のパラメータを画像で示す。試験 1 回目のパラメータを図.5.2.2-1 に、試験 2 回目のパラメータを図.5.2.2-2 に示す。試験機は RV4 準静的荷重試験と同様のものを使用した。試験機の画像は図.5.1.4-1 に示している。

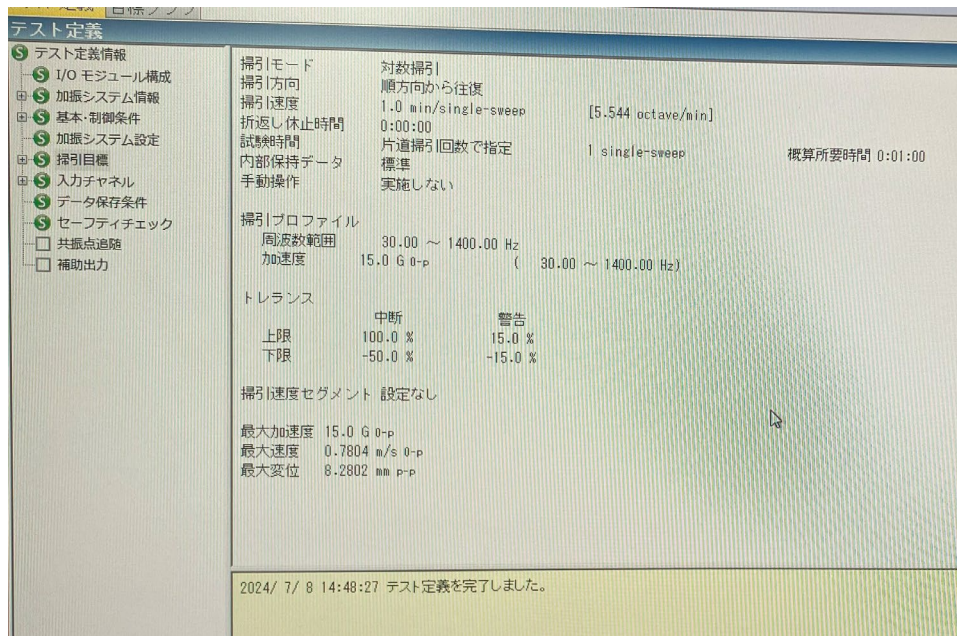


図5.2.2-1: 振動試験 1 回目のパラメータ

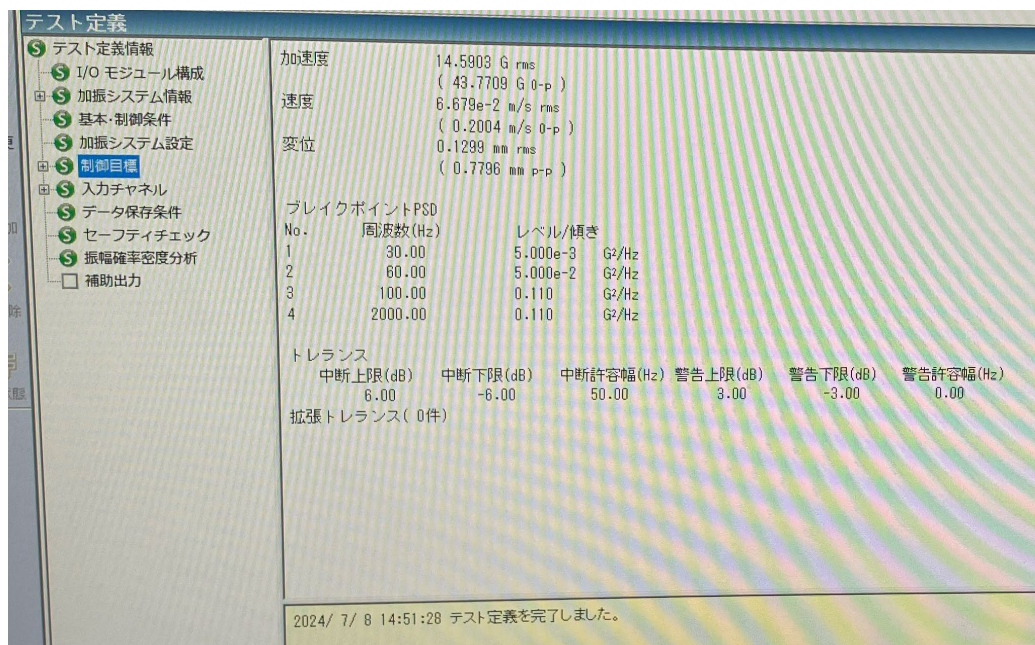


図5.2.2-2: 振動試験 2 回目のパラメータ

- 試験結果

- CanSat に振動を与えた結果、機体に損傷は見られなかった。また電装にも異常はなかった。
- 以下に試験によって得られた加速度のデータを示す。データは全方向の加速度を合算したものになる。

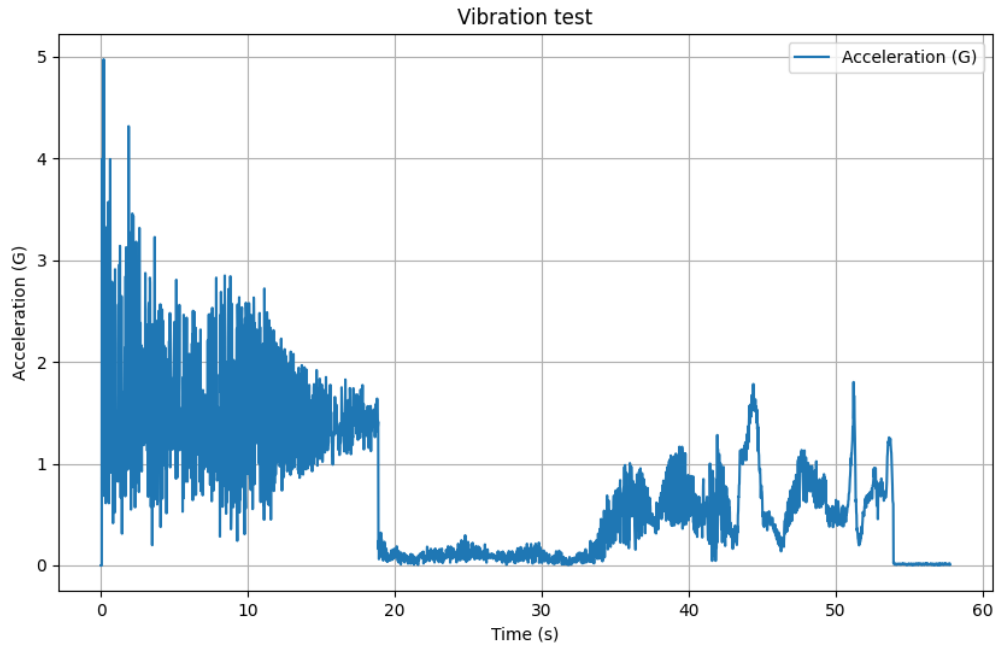


図.5.2.2-3: 振動試験 1 回目(正弦波振動)の加速度のデータ

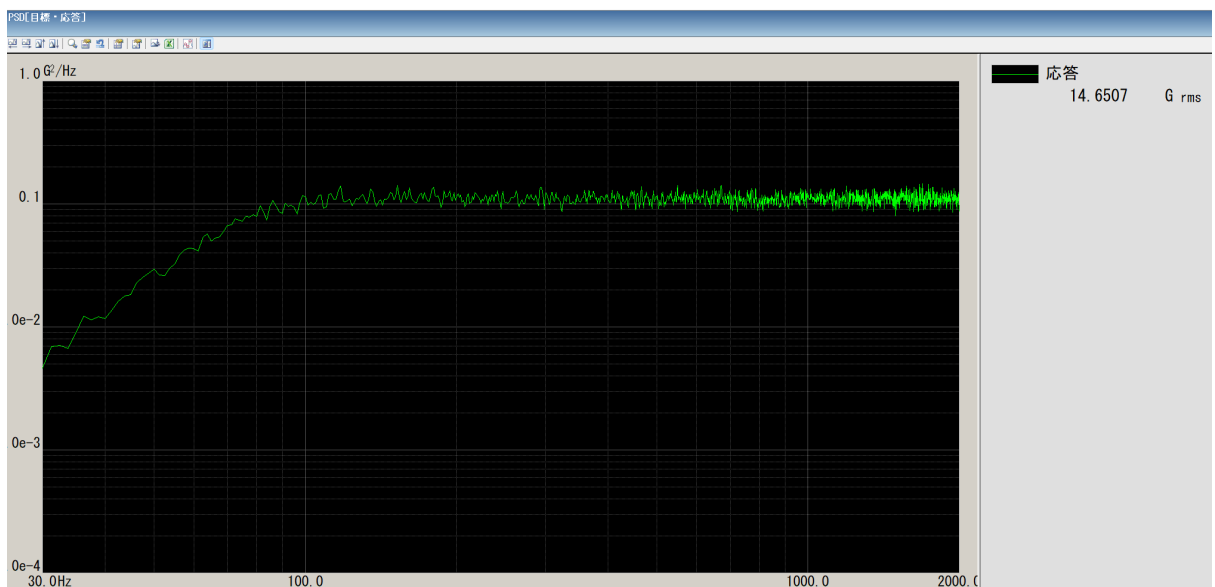


図.5.2.2-4: 振動試験 2 回目(ランダム振動)の PSD

試験によって得られた加速度の値が、試験機のパラメータと比較して大きく差がある。この要因は、RV4 準静的荷重試験と同様に、治具と機体の固定に限界があったためである。

また図.5.2.2-3 に、徐々に周波数を上昇させながら正弦波振動を与えた際の試験結果を示す。周波数が低い際は、1回の振動あたりにかかる時間が比較的長く十分な荷重を与えられたが、周波数の増加に伴いその時間が短くなったため、加速度の値が小さくなった。しかしながら、5[G]の荷重をかけられており、また推奨値である 30 ~ 2000[Hz]の間で周波数も変更できたため、本試験の有意性は十分だと言える。

また図.5.2.2-4 に示した PSD から、ランダム振動の加速度スペクトル密度は 100[Hz]以上では 0.1[G²/Hz]前後で安定しており、30~100[Hz]でも値が極端に小さくなっていない

ことから、各周波数において十分な荷重をかけられたことが分かる。

図.5.2.2-3 について、19 秒頃から加振に対してコンサットがほぼ動いていないと見受けられることとなぜ 0[G]近くで安定しているのかについて記載する。原因は、センサや試験機の故障とは考えにくいいため、振動による機械的な緩みや、機体に部分的な破損が発生し、その影響で振動が伝達されなくなったためだと考える。このような機械的問題が発生したことで振動が試験機から機体に伝わらなくなり、荷重が低下した。破損部位や緩んだ位置は定かではないが、実験に向けて機体を頑強にすると共に、チェックリストを作るなどして、特にねじ等のゆるみに注意を払うことで対応する。

- 結論

- ロケットによる打ち上げ時に生じる振動に機体が耐えうることが確認できた。

MV3 バッテリ持続試験

- 目的

- ミッション遂行に十分なバッテリー容量を有しているか確認する。

- 試験内容

- 待機時間を 1 時間、走行時間を 2 時間と仮定し、同様の時間機体を動かしてバッテリーが持続可能か確認する。試験開始 1 時間は電源を入れた状態で放置し、1 時間経過後の 2 時間においてモータを作動して走行させ、30 分おきにロジック電圧ともモータ電圧の値を取得する。

- 試験結果

- 試験の様子を図 5.2.3 に、時間経過と各電圧の値の結果を表 5.2.3 に示す。また、試験開始前の電装用電池の電圧が 12.5 V、モータ用電池の電圧が 15.8 V であったが、試験後はそれぞれ 10.3 V、13.85 V であった。

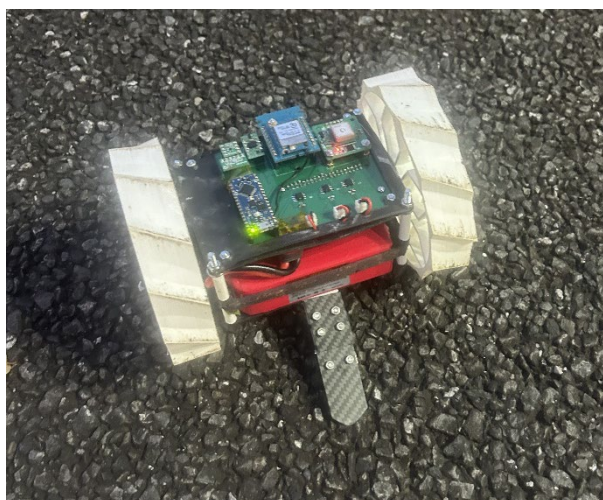


図 5.2.3：試験実施の様子

表 5.2.3：時間経過と各電圧

経過時刻	ロジック電圧	モータ電圧
------	--------	-------

0 min	3.302 V	15.47 V
30 min	3.302 V	15.48 V
60 min	3.302 V	15.47 V
90 min	3.302 V	15.02 V
120 min	3.302 V	14.72 V
150 min	3.103 V	14.32 V
180 min	3.008 V	13.82 V

- 結論
 - 上記の結果より，本機体に搭載されるバッテリーは3時間電装を駆動させ，12 V のモータを使用して2時間走行させるほどの容量を十分に有していることがわかる。

MV4 スタック検知試験

- 目的
 - 機体がスタックした際，そのことを検知し，復帰できることを実証する。
- 試験内容
 - 機体を意図的にスタックさせ，その検知と，スタック状態から復帰できることを確認する。試験は3回実施する。
- 試験結果
 - 様々な方法で3回スタックさせ，すべての実験でスタックを検知し，復帰することが確認できた。

表 5.2.4：試験結果

回数	実験結果	実験動画
1回目	○	https://youtu.be/_NLI1JBiaXg
2回目	○	https://youtu.be/bZRjGaBadTE
3回目	○	https://youtu.be/jhjcrFu_8UE

- 結論
 - 以上の結果より，本機体はスタックを検知し，復帰する機能を有していることがわかる。

MV5 ゴール検知試験

- 目的
 - 機体がゴール地点に設置された赤いパイロンを認識できることを確認する。
- 試験内容
 - 赤いパイロンを，ゴール判定として設定している 15 cm，そして，画像処理を始める 15 m とその間の距離である 8 m 離れた地点から機体のカメラで撮影し，ゴールを認識できることを確認する。また，条件の悪い逆光や角度においてもゴール検知できることを確認する。
- 試験結果

- 各距離における試験結果は表 5.2.5 のようになった。ゴール 8m 以内では、逆光のような特殊な条件でも 50 %以上の精度でゴールを検知できることがわかった。また、ゴール 15 m 付近ではパイロンを検知できなかった。

表 5.2.5：試験結果

距離	結果	元画像	検出結果	特殊な条件での結果
15 cm	○		 精度：80%	 精度：75%
8 m	○		 精度：80%	 精度：50%
15 m	×		 精度：0%	 精度：0%

- 結論

- ゴール 8 m 以内では高い精度でパイロンを認識できることがわかった。また、ゴール 15 m の試験では環境の草木も影響を及ぼしたと考えられるが、パイロンが相対的に小さく、ゴール検知が困難なことがわかった。以上の結果から、ゴール検知開始距離を 8 m 以内にすればよいことがわかった。

第6章 工程管理

以下のスケジュールを目安に機体製作を進めていく。詳細については添付のガントチャートを参照されたい。

少人数での製作のため、スケジュールの遅れは避けられず、例年通りのスケジュールでは確実に機体を完成させることができない。そこで1月あたり1週間を目安にマージンをあけるなどして、余裕のあるスケジューリングを行うようにした。また、ミッションの成功率を少しでも上げるため、4月中に調査期間を設けた。

- 3月 機体構想決定・部品選定
- 4月 予約・調査期間
- 5月 製作開始
- 6月 試験・中間テスト
- 7月 1次審査・試験・期末テスト
- 8月 2次審査・最終調整
- 9月 本番

[ARLISS2024 ガントチャート](#)

本プロジェクトでは限られた人的資源を適切なタスクに割り振るためにRAM(責任分担マトリックス)を作成した。

[ARLISS2024_RAM](#)

また情報の流れをマトリクス表現で可視化し、効率的なスケジュールをシステムティックに設計するために、DSM (Design Structure Matrix) を作成した。

[ARLISS2024_DSM](#)

第7章 大会結果報告

第7.1節 目的

目的は CanSat 製作の過程を通じてエンジニアリング、プロジェクトマネジメントを学ぶこと。ARLISS 規模の過酷な環境の中で試験を行うことで国内大会では得ることのできないフィードバックを得ると共にミッションであるゼロ距離ゴールの達成をすることである。

第7.2節 結果

- 1回目

気圧データ取得時のエラーにより分離機構及び機体が動作せずリタイア。また、図 7.2.1-2 に示すように、Arduino のピンが打ち上げ衝撃によって浮いていたことを確認した。



図 7.2.1-2. 浮いた Arduino

- 2回目

ロケットの発射衝撃や打ち上げ過程の振動により分離機構が断裂。断裂部分を図 7.2.2-1 に示す。これにより機体とパラシュートが空中分離し、機体が自由落下した。その結果、機体が着地衝撃に耐えられず大破したためリタイア。



図 7.2.2-1. 断裂部分

- 3回目

パラシュートにより機体の軟着陸に成功。着地後の画像を図 7.2.3 に示す。しかし、着地衝撃により機体に搭載していた RaspberryPi が再起動。以降プログラムが作動せずリタイア。



図 7.2.3. 軟着陸後の機体の様子

第 7.3 節 考察

表 7.3. サクセスクライテリアの達成度

達成度	内容	評価方法	評価
ミニマムサクセス	パラシュートの分離が正常に行われ、機体の損傷なく軟着陸する	目視による確認と、制御履歴からプログラム通りに着地判定し、分離機構が作動したことを確認する。	× ※軟着陸のみ成功
フルサクセス	GNSS と地磁気による誘導によってゴール 10 m 以内までへ接近する	目視による確認と、制御履歴からゴールに接近して画像処理フェーズに入ったことを確認する。	×
エクストラサクセス	画像認識によってゼロ距離ゴールを達成する	目視による確認と、制御履歴から機体がゴールに到達していると判断したことを確認する。	×

[原因究明]

● 1回目

➤ I2Cによるデータ読み込み時のエラーでプログラムが停止。機体が動作せずリタイア。
また、電装の一部にも損傷が見られた。

→ これまでの大会経験をもとに危険リスクの分析をしていたが、予期せぬ事態が起こったことが失敗の原因。試験期間が十分にあったのにも関わらず、危険リスクのマネジメントが不足していた。

● 2回目

➤ ロケットの発射衝撃や打ち上げ過程の振動により分離機構が断裂。

→ 分離機構の補強を行うことで対応した。補強後の分離機構は3回目の打ち上げの際に、衝撃に十分に耐えうることを確認できた。また今後の対策として、今回得られたデータをもとに試験の基準を引き上げていく。

● 3回目

➤ 着地衝撃により機体に搭載していた RaspberryPi が再起動。以降プログラムが作動せずリタイア。

→ 国内大会や実験でも同様の現象を確認していたが、対応を怠ってしまった。マイコン側での冗長性の対策、あるいは再起動に対する対策が必要である。

第8章 まとめ

第8.1章 工夫点・努力した点

- 構造面
 - カーボンナイロンフィラメントの使用により複数部品の一体成型が可能になった。これにより部品点数の削減や保守性の向上を達成した。
- 電装面
 - 物体検知は逆光や暗闇にも対応させた。また、YOLOv8をモデルとして使用することで限られたリソースで高速かつ正確な検出を可能にした。

第8.2章 課題点

- 構造面
 - 乾燥した気候で機体を留置していたことにより予期せず材料が変性、強度が低下し部品の破断が発生した。
 - 3回目の投下以降、片方のタイヤが適切に動作していなかった。
- 電装面
 - 電装部分の耐衝撃・耐振動において脆弱性が見られた。
 - データの読み取りの際にエラーが発生した。

第8.3章 今後の展望

第8.2章で示した課題点の改善を念頭に、次に出場予定の種子島ロケットコンテストに向けた新たな機体化開発に注力する。またメンターとして下級生のサポートをし、特に本実験で課題となったFMEAなどを用いたリスクマネジメントの仕方の継承などを通して、団体として継続的な成長をできるよう活動をしていく。