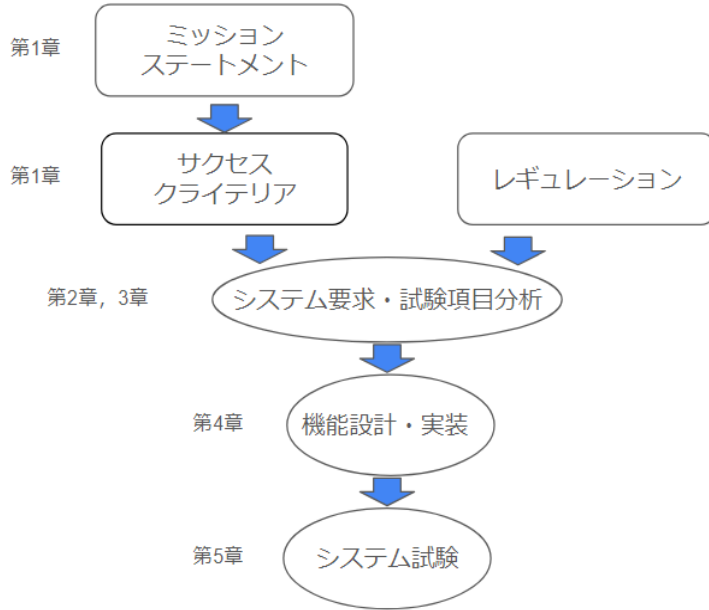


ARLISS2024大会報告書

提出日：2024年10月19日



開発審査書構成_ARLISS2024

- 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
 - 第1.2節 ミッション内容
 - 第1.3節 サクセスクライテリア
- 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
 - 第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求
- 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
 - 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4章 システム仕様
 - 第4.1節 機体概観
 - 第4.2節 機体機構
 - 第4.3節 搭載機器
- 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
 - 第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験
- 第6章 工程管理
- 第7章 責任教員による確認

チーム情報

CanSatチーム名	東京理科大学木村研究室 SHIKOU
CanSatチーム 代表者情報	櫻庭吉乃 7321094@ed.tus.ac.jp 080-9329-0352
UNISEC団体名	東京理科大学木村研究室
UNISEC団体 学生代表	齋藤龍輝
責任教員	木村真一 skimura@rs.tus.ac.jp 電話番号 090-5752-1970
CanSatクラス	Open Class

メンバー

役割	氏名 (学年)
PM	櫻庭 吉乃 (B4)
構造, 構造班長, 旅行	シャレスト 暁志 (B4)

構造	高畠 蒼一郎 (B4)
構造, 旅行, 旅行班長	甲斐原 みい (B4)
回路, 回路班長	西田 竣 (B4)
回路	福島 広輝 (B4)
回路	植田 国男 (B4)
C&DH, C&DH班長	生川 由宇太 (B4)
C&DH	佐藤 幸太 (B4)
C&DH	庄司 凱 (B4)

CanSatの製作目的・大会参加理由

【Cansat製作意義と出場目的】

模擬人工衛星CANSATの製作・競技を通じて、電装、構造、ソフトウェア、通信および運用システムを学ぶ。それにより、宇宙開発に関する基礎的な技術を獲得するとともに、システム設計や開発プロセスなどのプロジェクトマネジメントを実践する。そして、その成果を能代宇宙イベントCANSATミッション部門で評価することが今回の出場目的である。さらに出場する他団体との技術交流を通して、異なる視点や技術を学び、チームメンバーそれぞれの今後の研究やプロジェクトに活かしていきたいと考える。

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	3
第1.3節	サクセスクライテリア	3
第2章	システム要求	3
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	3
第2.2節	ミッションを達成するためのシステム要求	4
第3章	システム試験項目の設定	5
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	5
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	5
第4章	システム仕様	6
第4.1節	機体概観	6
第4.2節	機体機構	6
第4.3節	搭載機器	6
第5章	システム試験	6
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	6
第5.2節	ミッションを達成するためのシステム試験	7
第6章	工程管理	7
第7章	責任教員による確認	7

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

2台ローバーによるフォーメーションランニング（追従走行システム）の実証

第1.2節 ミッション内容

【背景】

昨今の宇宙開発において有人活動が注目され、活動拠点の建設が重要視されている。中でも気温や大気などの環境条件より火星での有人活動・基地建設が有力である。火星という極限環境で拠点を構築するためには、まず居住可能区域の周辺環境を探査機で調査することが重要となる。よって今回は火星の居住可能区域探査をミッションとして設定した。

【課題と目的】

火星の居住可能区域探査を行う上で、より多くの情報を得ることができ、異なる搭載機器のローバーによる多機能な探査が可能であることから複数台の小型ローバーでの探査を採用することとする。しかしながら、このような複数台ローバーの自律分散走行での探査は各々のデータ取得位置の複雑化という課題がある。その課題を解決するため、今回は2機体のローバーによるフォーメーションランニング（子機が親機に対する自己位置推定可能な走行）の実証を行う。フォーメーションランニングの中でも今回はローバーの役割分担やそれに伴うシステムの簡素化が実現できる追従走行システムを実証する。カメラとBluetooth通信を用いて互いの距離を把握しながら走行する追従走行システムにより、親機と同じ地点を子機が通ることで複数台からのデータの位置関係が定まり、より高精度な探査を目指す。

【手段】

2台それぞれに異なる役割を与え追従走行を行い、着地地点からゴールの中間地点で子機と親機の順番を切り替える。以下ではローバーの分業に関する説明と追従順切り替え意義を説明する。

*ローバー分業

ローバーの分業をCO₂センサ搭載ローバーとVOC（揮発性有機化合物）センサ搭載ローバーで行う。火星の大気組成は95%が二酸化炭素であること、また昨今二酸化炭素から酸素を生成した事例が確認されたことに成功するなどから、居住環境の一つの指標として二酸化炭素は重要であると考え選定した。また、火星には有機物（有機化合物）が存在していることが確認されており、中でも揮発性有機化合物は人間の健康へ影響をもたらす法律で規制もされている。よって今回の有人活動拠点探査のためにVOCセンサを選定した。

*追従順切り替え意義

本ミッションでは、着地地点からゴールの中間地点で子機と親機の順番を切り替える。これはすべてのローバーが追従走行の先導機、後続機としても活用できるというローバーの拡張性を示すために実行する。ここでいう拡張性とは、将来の2台以上の運用や探査領域に必要な機

能をもつローバーを自由を選択しフォーメーションランニング運用が可能であるということである。このような有用性を示すことにより、本ミッションで実証する技術の意義を高める。

追従切り替えに関するフィールド図を以下に示す。

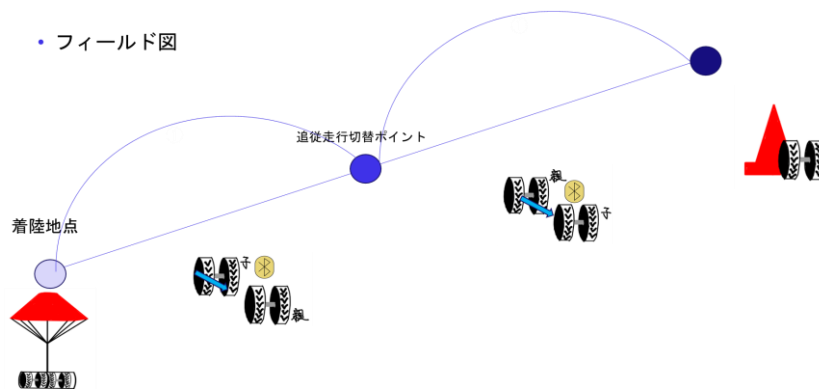


図1.2.1 切り替え参考図

また、ミッションシーケンスを以下の図に示す。

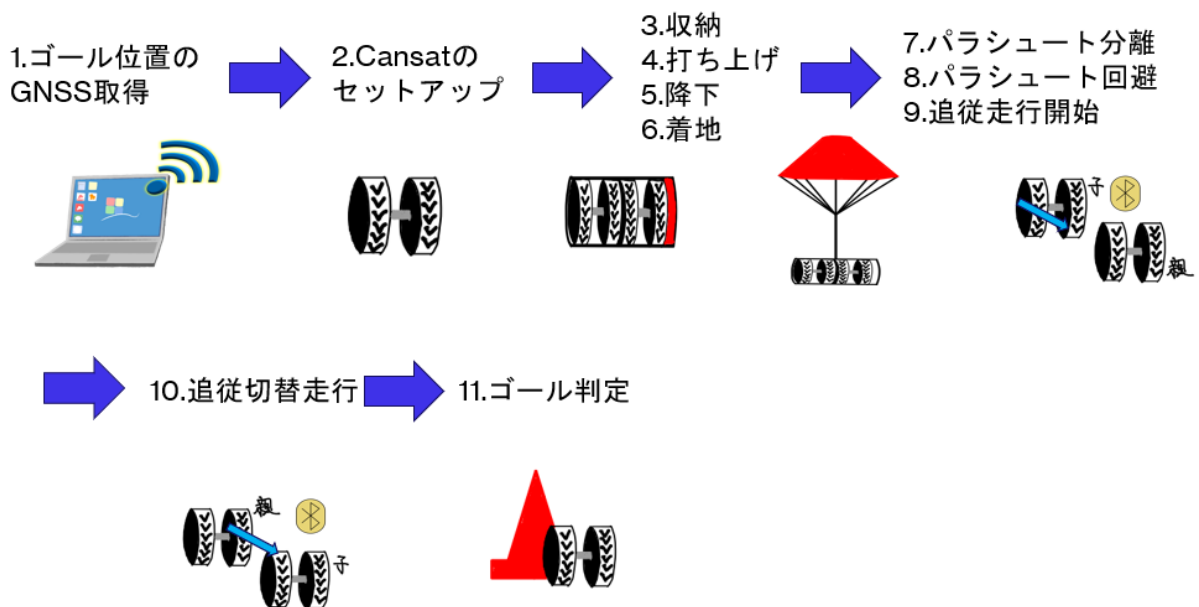


図1.2.2 ミッションシーケンス

ミッションの流れを以下の図に示す。

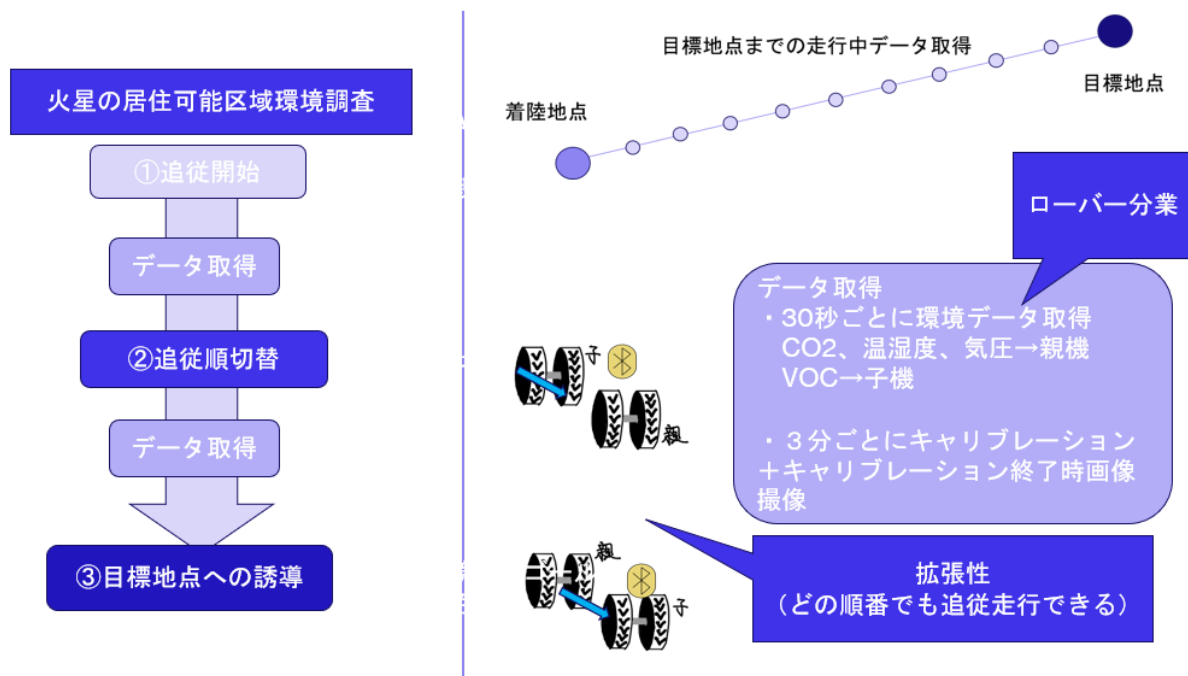


図1.2.3 ミッションストーリー

環境調査のためのデータは30秒ごとに取得する。

また、3分毎にキャリブレーションを行い、終了後に画像を撮像することとする。

第1.3節 サクセスクライテリア

	mission	走破性 (追従走行失敗自律走行になった場合)	評価方法
Minimum success	2台が走行開始できる	2台が走行開始できる	目視、制御ログ
Midde success	追従走行を開始 切り替えポイント(着地地点からゴールまでの中心地点)まで走行できる	自律分散走行で1台がゴール地点までGPS誘導できる	目視、制御ログ、GNSS
Full success	追従順の切り替え成功、追従走行を走破しゴール地点までGPS誘導できる	自律分散走行で2台がゴール地点までGPS誘導できる	目視、制御ログ、GNSS
Extra success	1台が0mゴールできる	自律分散走行で2台が0mゴールできる	目視、制御ログ、GNSS

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	要求項目
R1	質量がレギュレーションを満たすことが確認できている
R2	容積がレギュレーションを満たすことが確認できている
R3	機体作成前に設計確認として研究室関係者へ向けたレビュー会を行う（SDR（System Definition Review）相当）
R4	EM作成前にBBM（ブレッドボードモデル）試験を行う
R5	FM作成前に設計確認として研究室関係者へ向けたレビュー会を行う（CDR（Critical Design Review）相当）
R6	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
R7	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
R8	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
R9	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。
R10	通信機の周波数を変更できるか試験で確認できている
R11	地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構（規定内）を有し、その性能が試験で確認できている
R12	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
R13	S1-9の充足を確認した設計のCanSatによって、ロケットへの装填から打ち上げ後の回収までを模擬したEnd-to-end試験を実施できしており、今後、安全性に関わる大幅な設計変更はない
R14	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
R15	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
R16	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	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

番号	シーケンス	要求項目
M1	放出・降下	パラシュート展開時の衝撃に分離機構と機体が耐えうることを試験で確認できている
M2		機体がキャリアから放出されたかどうかの判定を行えることを試験で確認できている
M3		放出時にパラシュートが展開することが試験で確認できている
M4	着地	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
M5		機体が着陸したかどうかの判定を行えることを試験で確認できている
M6		着地後、パラシュートを回避し走行を開始することができる
M7	走行性能	機体の走行性能・特性を確認できている
M8		キャリブレーションのための機体回転が可能であることを試験で確認できている
M9		GNSSを用いて機体をゴール地点まで誘導できるか試験で確認できている
M10		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
M11	追従走行	追従走行準備シーケンスが実行できる
M12		2機体が追従走行できる
M13		追従走行が継続不可（ロスト、通信不備）となった場合、自律分散走行に切り替えができる
M14		子機が親機をロストしたとき、親機発見シーケンスに切り替えがで

		きる
M15		子機～親機の順番入れ替えシーケンスを実行できる
M16		子機～親機の順番入れ替えシーケンスにてスタックした場合の対策ができる
M17		追従走行時、1台がスタックした場合の対策ができています
M18		追従走行時、2台がスタックした場合の対策ができています
M19		逆光時、追従走行継続のための対策ができる
M20	走行時	追従走行時ローバー間がBluetooth通信できる
M21		追従走行時ローバー間がBluetooth通信と同時にLoRa通信ができる
M22		ミッション達成に十分な電源量が確保出来ていることを試験で確認出来ている。
M23	ゴール判定	ゴール地点に設置されたコーンを検知し、0mゴールすることができていることを試験で確認できている

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

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)
RV1	質量試験	R1	7/9
RV2	機体の収納・放出試験	R2	7/9
RV3	BBM試験	R4	5/30 - 6/12
RV4	準静的荷重試験	R6	7/17
RV5	振動試験	R7	7/25 (8/6)
RV6	分離衝撃試験	R8	7/25 (8/6)
RV7	落下試験	R11,R16,M2,M3	6/30,7/13

/RV8	開傘衝撃試験	R13,M1	6/30,7/13
RV9	通信機電源ON/OFF試験	R9	6/25
RV10	通信周波数変更試験	R10	6/25
RV11	End-to-end試験	M6,R13,R14	7/30

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	制御履歴レポート作成試験	CR1	7/31

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

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)
MV1	着地衝撃試験	M4,M5	7/31
MV2	走行性能確認試験	M7,M9,M10,M17	7/10~16
MV3	機体回転試験	M8	7/15
MV4	立ち上がり試験	M10	7/20
MV5	LoRa通信試験	M21	6/20
MV6	Bluetooth試験	M20,M21	6/20
MV7	追従走行試験	M11,M12,M13,M14,M18,M19	7/9~16
MV8	電源耐久試験	M22	8/1
MV9	ゴール検知試験	M23	7/28

第4章 システム仕様

今回は小型で軽量のローバーであることが機体機構における最大の特徴である。小型化と軽量化のために設計・開発で工夫した点や機体概要について以下で説明する。

表4.1 4章一覧

4.1	機体概観
4.2.1	タイヤ
4.2.2	パラシュート
4.2.3	分離機構
4.2.4	溶断回路
4.2.5	素子配置
4.3.1	システム図
4.3.2	搭載機器
4.3.3	回路図
4.3.4	基板設計
4.3.5	使用電源
4.3.6	通信系
4.3.7	アルゴリズム

第4.1節 機体概観

機体寸法を以下の表1に示す。

表4.1.1 機体寸法

高さ [mm]		111.8
全長 [mm]	1台 (展開時)	118 (147)
	2台 (展開時)	236 (294)
ローバー前方からスタビまでの長さ [mm]	190	

ローバーの高さは111.8mmである。ローバー1台の全長は収納時118mm、横のスポンジの展開時147mm。ローバー2台分の全長は収納時236mm、294mmである。また、ローバー前方からスタビライザーまでの長さは190mmである。スタビライザーはメジャーで作成しているため、収納時は折り曲げており、キャリア分離（溶断）時に展開する方式となっている。

よってレギュレーションの240mm×146mmに収納時のローバーが収まっている設計であることが確認できた。また、機体のCAD図、外観図を以下に示す。

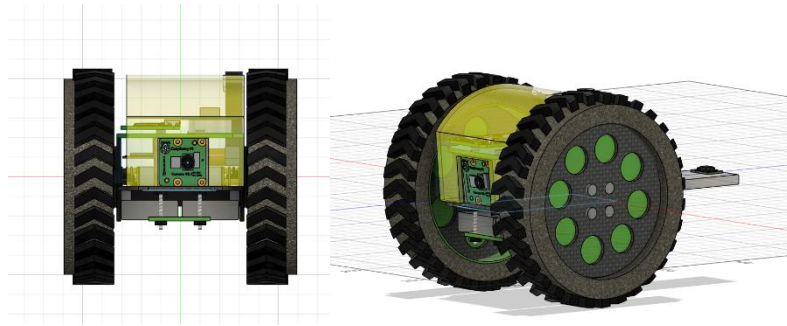


图4.1.2 CAD图



图4.1.3 外觀图

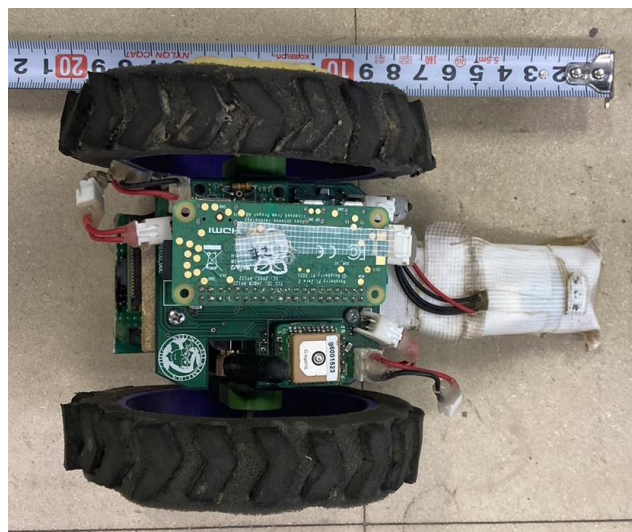


图4.1.4 外觀图

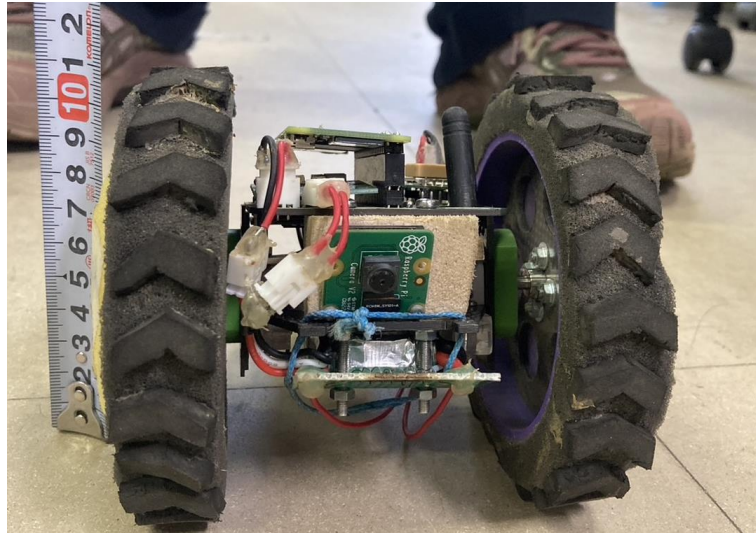


図4.1.5 外観図



図4.1.6 外観図（正面・カバーあり）



図4.1.7 外観図（後ろ・カバーあり）

そして、2台の外観図を以下に示した。



図4.1.8 外観図（2台）

第4.2節 機体機構

4.2.1 タイヤ

タイヤの構造を以下の図に示す。

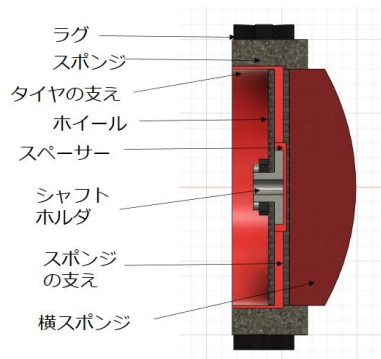


図4.2.1 タイヤの構造

シャフトホルダをホイールとスパースーで固定し、その上からタイヤスポンジ・側面スポンジ・ラグが覆うような構造である。

タイヤの直径は110mm以上に設定した。今回はローバー1台の全長が小さく、倒れやすい設計となってしまう。よって走行時の安定性を高めるためにタイヤの直径を45°以下の斜面（車体角度）では転倒しない設計とした。よって、タイヤ外径を110mm、ラグを含めて111.81mmとなった。

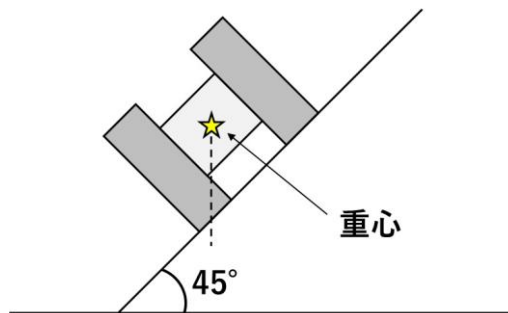


図4.2.2 タイヤ直径参考図

タイヤの寸法は以下の通り。

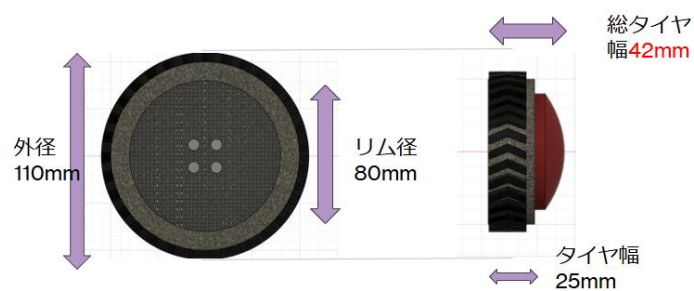


図4.2.3 タイヤ寸法図

タイヤ概形は110mm（ラグを含めた外径111.81mm）。リム径80mm。タイヤ幅が25mm、側

面スポンジを含めた幅が42mmである。

ラグの形状は凸型V字ラグを使用する。参考図は以下の通り。



図4.2.4ラグの形状

4.2.2パラシュート

落下時の終端速度を5m/sとした。この終端速度として以下の計算をし、そのパラシュート寸法を以下表4.2.5に示す。

質量 m 、重力加速度 g 、抵抗 D としたとき、空気抵抗を受けて落下する物体の式は以下のようになる。

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} = mg - D$$

ここの抵抗 D は以下のようにあらわされる。

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho v^2 S$$

C_D ：空気抵抗係数、 ρ ：密度、 v ：速度、 S ：落下物体の落下方向に対する断面積
よって、終端速度は

$$\frac{dv}{dt} = 0$$

であるとよいので、

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{C_D \rho S}}$$

終端速度が5m/sより、これを代入して断面積 S を求める。

表4.2.5 パラシュート寸法

形	直径	スピルホール直径	ロープ長	ロッド長
---	----	----------	------	------

六角錐	1080 mm	200 mm	1000 mm	600 mm
-----	---------	--------	---------	--------

形状は①比較的大きな抵抗係数と小さな開傘衝撃係数を持ちながら、制作が比較的容易、②八角錐と比べてロープの数が少なく絡まりにくいという理由から六角錐を選定した。各形状と抵抗係数・開傘衝撃係数をまとめた表を以下に示す。

表4.2.6 形状による係数比較

形状	抵抗係数Cd	開傘衝撃係数
円錐	0.79	1.8
半球	0.77	2.0
六角錐	0.87	1.8

4.2.3分離機構

分離機構の寸法図を以下に示す。

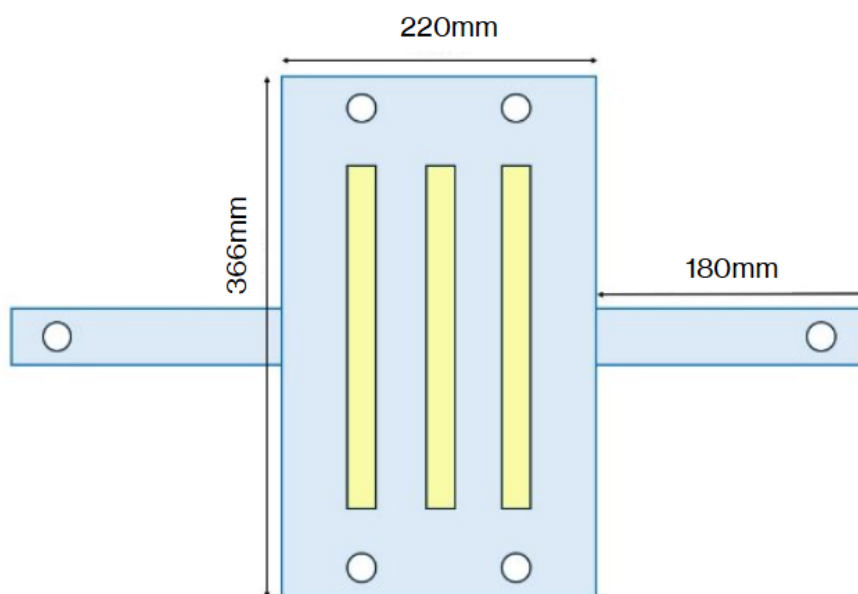


図4.2.7.1分離機構寸法図

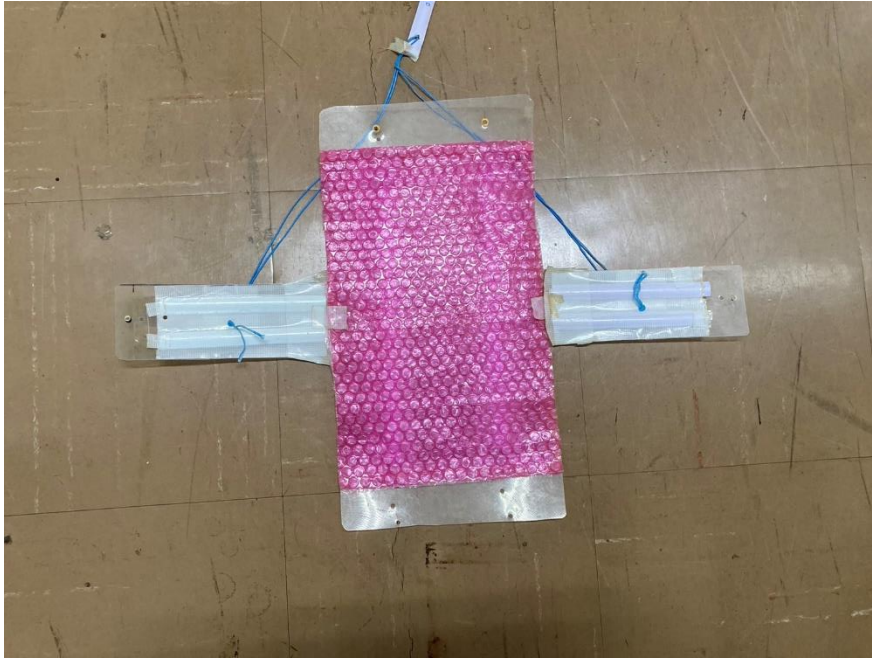


図4.2.7.2分離機構寸法画像

青い部分がPPクラフトシートで、黄色の部分がメジャーである。メジャーをつける理由はテグスが溶断されたときにカバーが展開しやすいようにするためである。

外観図を以下に示す。

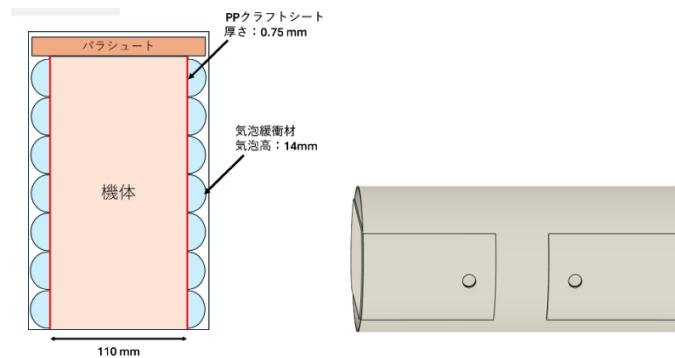


図4.2.8外観図

今回、ローバーの高さが小さいため、気泡緩衝材を追加し、打ち上げ時の振動を緩和させ、着地時の衝撃緩和をねらう。

4.2.4溶断回路

溶断回路はローバー後方、3段目に配置され、MOSFETとニクロム線で構成される。ニクロム線の比熱を考慮し、4秒間電流を流すことでテグスの融点に達し、溶断するという原理である。気圧センサによって着地判定が行われると、マイコンのGPIOが作動し、バッテリー電圧7.4Vが印加される。4秒間でテグスの融点である250°Cまで上昇し、テグスを切断する。

回路図は以下の通り。

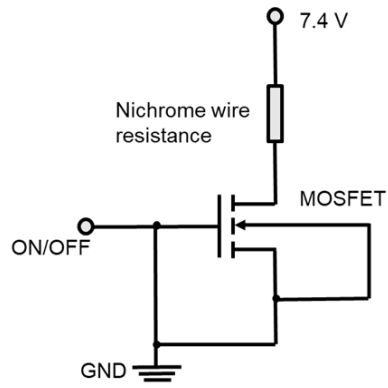


図4.2.9溶断回路図

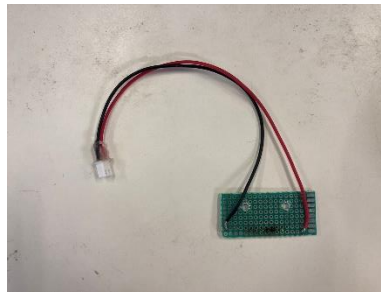


図4.2.10溶断回路画像

4.2.5素子配置

回路基板を以下に示す。

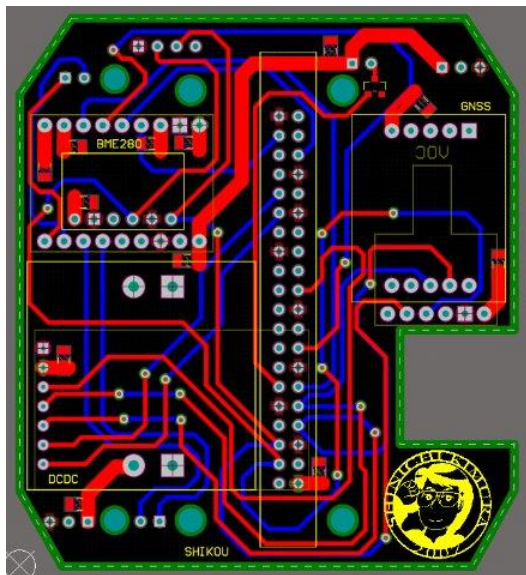


図4.2.11回路基板 (VOCセンサ)

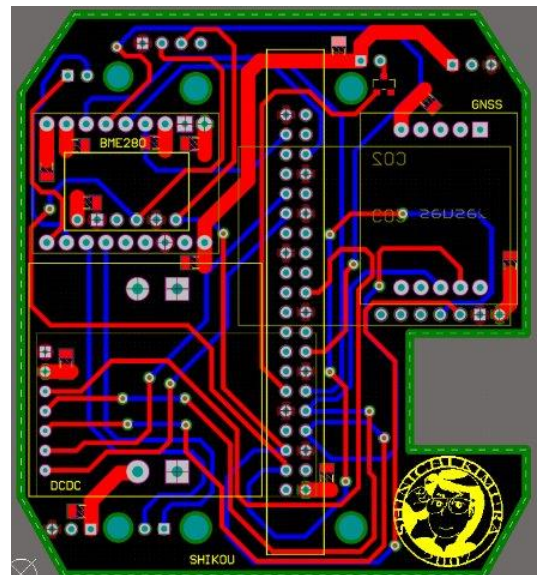


図4.2.12回路基板 (CO2)

機体での素子の配置の参考図として以下に示す。

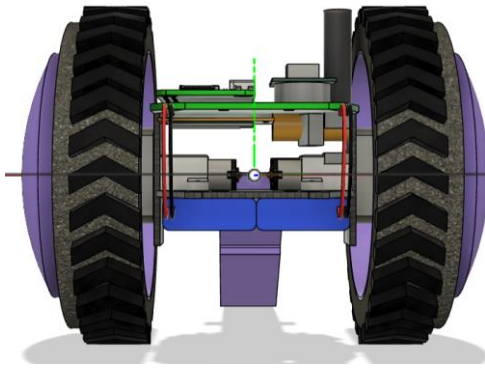


図4.2.13正面からみた図

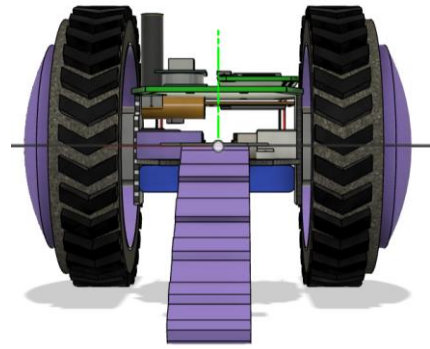


図4.2.14後ろからみた図

第4.3節 搭載機器

4.3.1システム図

ローバー①、ローバー②のそれぞれのシステム図を以下に示す。

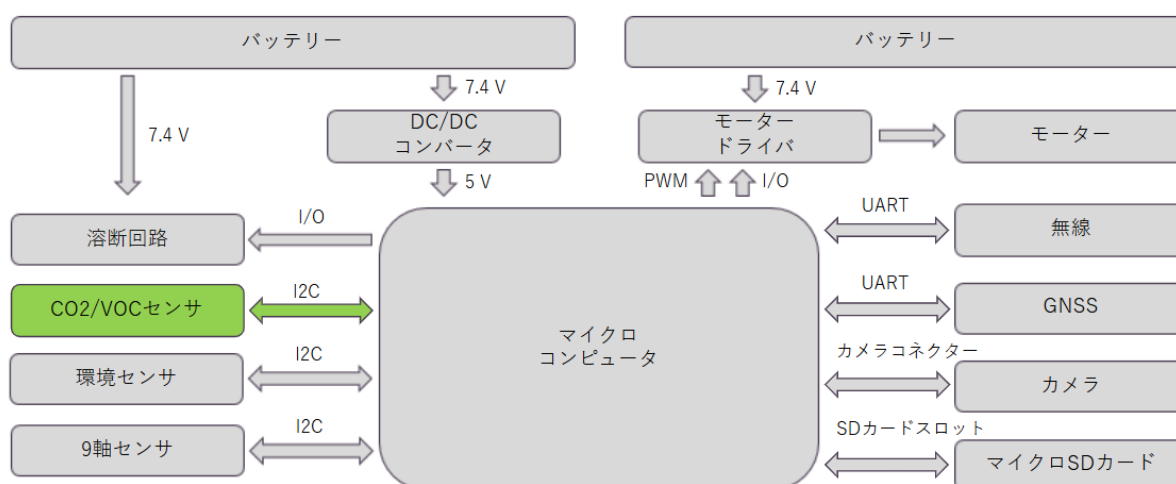


図4.3.1システム図

以下システム図について詳しく説明する。図4.3.1に示すように、今回は回路用バッテリーとモーター駆動用バッテリーを用いる。これはモーター駆動によりマイコンの入力電圧が不安定になることを防ぐためである。バッテリーの出力電圧はいずれも7.4Vである。

まず、回路駆動系について説明する。バッテリーからDC/DCコンバータを通して7.4から5Vで降圧させ、マイコンに5Vの電圧を供給する。また、分離機構を展開するための溶断回路にもバッテリーから7.4Vが印加されており、マイコンのGPIOピンで制御を行う。

*ピン制御

環境・9軸・VOCセンサはI2Cでマイコンと通信を行い、無線モジュール及びGNSSモジュールはUART通信を利用する。

今回選定したRaspberry Pi Zero 2 WはUARTピンが2つが上限であり、当初は無線モジュールをUART通信、GNSSモジュールをソフトウェアUARTを用いて通信する予定であった。しかし、Raspberry Pi Zero 2 W内蔵Bluetoothを用いて通信を行い、このBluetooth通信にUART通信が自動的に使用されることになる。よってUART通信で利用できる上限が2系統、使用したいシステムが3系統となってしまい上限を超えてしまう。よって今回は無線モジュールとGNSSモジュール

ルを同じUART通信を用いることとした。2つのモジュールはタイミングをずらして使用し、同時に動作することがないという前提で使用する。UART通信の3つの系統を2つのUART通信で同時に動作ができることは確認されている。これらのセンサの電源には、マイコンの3.3V出力電源を用いる。

次にモータ駆動系について説明する。バッテリーからモータドライバへ直接7.4Vが引火される。モータドライバはマイコンから制御を行い、モーターが駆動するという流れとなっている。

4.3.2 搭載機器

次に、搭載機器一覧と各データシートを以下に示す。

表4.3.2搭載機器一覧

	型番	用途	データシート
マイコン	Raspberry Pi Zero 2 W	機体の制御・各モジュールの動作	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/raspberry-pi-zero-2-w-product-brief.pdf
モータドライバ	TB6612モータドライバ ブレークアウトボードキット	モーターの制御	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/TB6612FNG_datasheet_ja_20141001.pdf
モーター	Pololu 100:1 マイクロメタルギアモータ HP 6V	タイヤの動力	Pololu Micro Metal Gearmotors
GNSS	GMS-6	ローバーの誘導・位置の把握・着地判定	https://www.ascenkorea.net/document/gmsg6.pdf
無線	E220-900T22S(JP)-EV1	文字送信	https://dragon-torch.tech/wp-content/uploads/2024/04/data_sheet_Rev1.6.pdf
無線アンテナ	DL868-915M-R-48	通信	https://www.digikey.jp/ja/htmldatasheets/production/1962320/0/0/1/mikroc-2350
環境センサ	AE-BME280	放出・着地判定	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/BST-BME280_DS001-10.pdf
9軸センサ	AE-BMX055	着地・機体のスタック・ゴールの判定	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/BST-BMX055-DS000.pdf
カメラ	Raspberry Pi Camera Module V2.1	パラシュートの位置確認・追従シーケンス・ゴール判定	file:///C:/Users/ueta/Downloads/RASPBERRY%20PI%20CAMERA%20V2%20DATASHEET%20IMX219QH5_7.0.0_Datasheet_XXX.PDF
マイクロSD	LMEX1L064GG2	データ保存	https://www.kioxia.com/content/dam/kioxia/ja-jp/personal/support/download/micro-sd/asset/KIOXIA-Manual-Card-JP.pdf
CO2	1649-1098-ND	CO2測定	https://mm.digikey.com/Volume0/opasdata/d220001/medias/docus/743/CD_DS_SCD30_Datasheet_D1.pdf
VOC	AE-SGP40	揮発性有機化合物測定	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/SGP40.pdf
DCDCコンバータ	AE-LTC3111	バッテリー電圧の降下	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/j3111fa.pdf
バッテリー(回路用)	URGENEX 2S Lipo Battery 7.4v 1100mAh RC Lipo Batteries 8.14 Wh 35C Li-Po Battery with Deans T Plug Fit for BEZGAR HS181/H M181, HBX 1/16 Scale RC Car Truck Truggy	電力供給	https://urgenexrc.com/collections/rc-battery/products/urgenex-7-4v-1100mah-2s-35c-rc-lipo-battery-with-deanst-plug-2-packs
バッテリー(モータ用)	DTP603048-2S	電力供給	https://www.marutsu.co.jp/contents/shop/marutsu/datasheet/SPE-DTP603048-2S-860mah-7.4V-En-01V.pdf
MOSFET	IRLML6344TRPBFTR	テグス溶断	https://akizukidenshi.com/goodsaffix/irlml6344pbf.pdf
ニクロム線	HK-NK05H	テグス溶断	https://www.elpa.co.jp/product/el09/elpa640.html

4.3.3回路図

回路図は以下の通り。

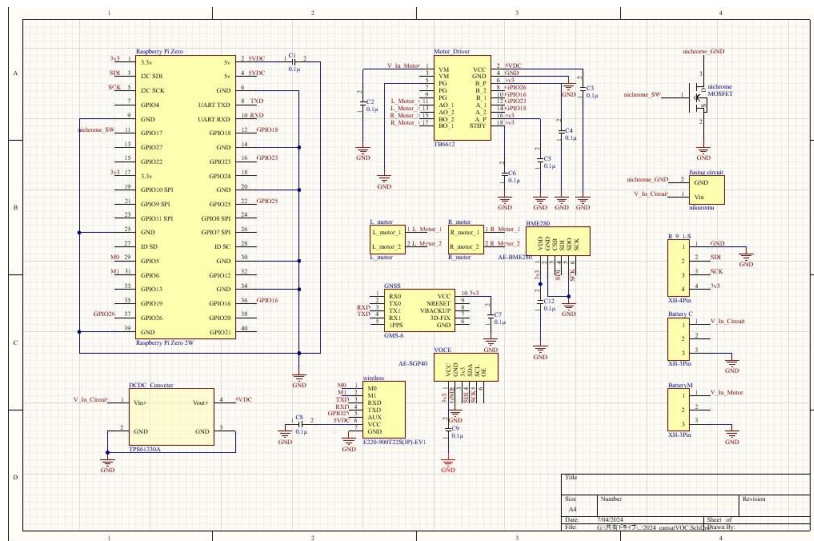


図4.3.3 回路図 (VOC)

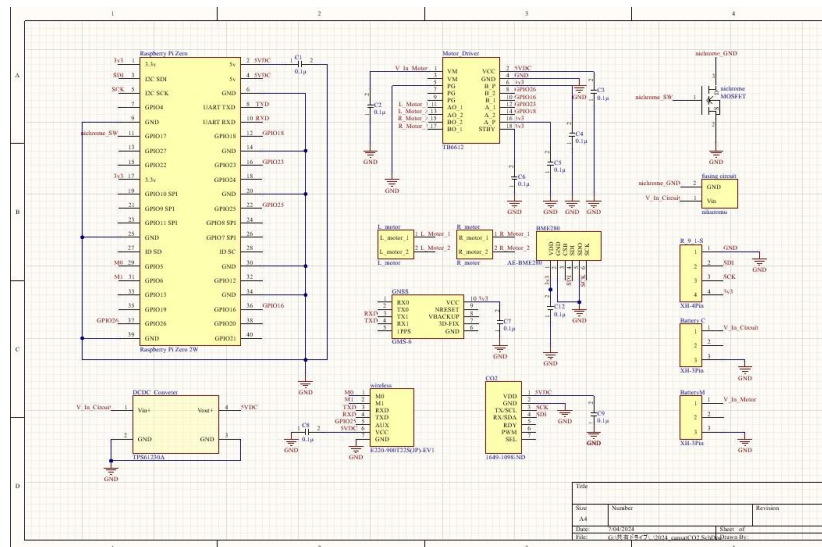


図4.3.4回路図 (CO2)

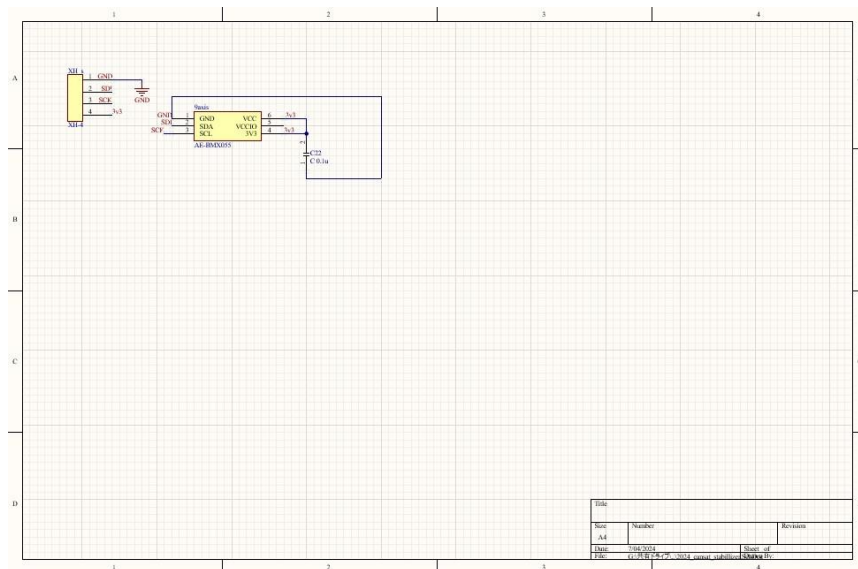


図4.3.5回路図 (スタビライザー)

4.3.4基板設計

プリント基板の設計は以下の通り。

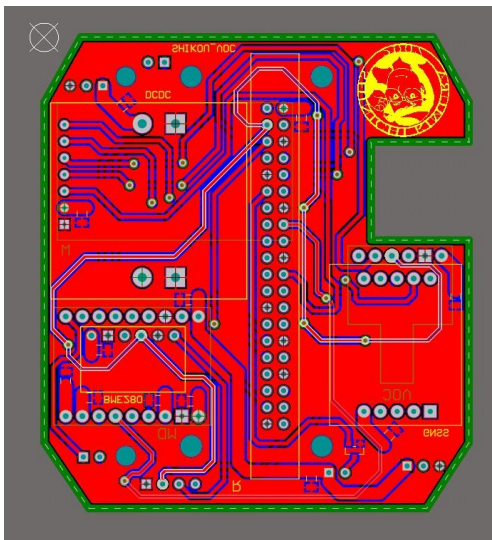


図4.3.6基板設計 (VOC)

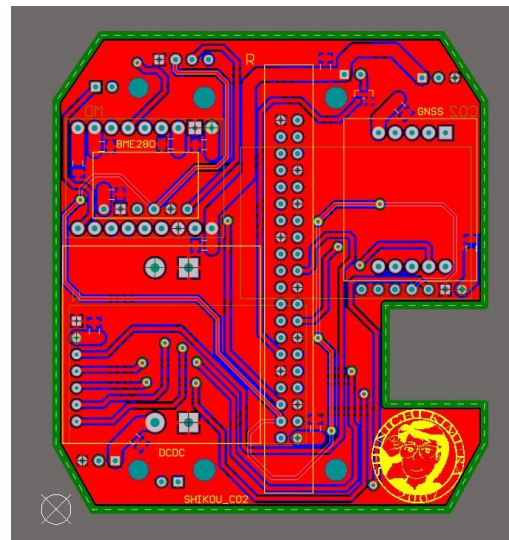


図4.3.7基板設計 (CO2)

4.3.5使用電源

今回使用する電源は、モーター用と回路用の2種類である。モーター用のバッテリー：マージンを1.3倍として2.5時間の駆動に必要な最低限なバッテリー容量は、594mAhである。よって出力電圧7.4V、容量860mAhのリポバッテリーを選定した。

表4.3.8モーターバッテリー選定

番号	1	2	3
適正	○	△	○
画像			
商品名	DTP603048-2S	Gens ace 800mAh 7.4V 2S 40C LiPo Battery Pack with JST-SYP Plug with 250 Helicopter 800mm Warbird	Kypom K6 7.4V 850mAh 35C70C リポバッテリー
寸法[mm]	12×30×51	19×35×52	18×30×55
電圧[V]	7.4	7.4	7.4
容量[mAh]	860	800	850
重量[g]	36	50	52
価格[円]	3,124	10,805	1,380

回路用バッテリー：マージンを1.3倍として2.5時間の駆動、打ち上げ時間まで0.5hに必要な最低限なバッテリー容量は、1088mAhである。よって出力電圧7.4V、容量1100mAhのリポバッテリーを選定した。

表4.3.9回路用バッテリー選定

番号	1	2	3
適正	○	△	○
画像			
商品名	URGENEX 2S LiPo Battery 7.4V 1100mAh RC LiPo Batteries 8.14Wh 35C Li-Po Battery with Deans T Plug Fit for BEZGAR HS181/HM181, HBX V16 Scale RC Car Truck Truggy	2個 7.4V 1400mAh 25C リポバッテリー プラグ Wltoys A959-B A969-B A979-B K929-B RCカーヘリコプター 飛行機 車 ボート (充電器付き)	7.4V 1100mAh リポバッテリー Wltoys A949 A959 A969 A979 K929 RC Car に適応 2枚 + USB 充電器
寸法[mm]	55×30×16.6	60×30×19	60×30×20
電圧[V]	7.4	7.4	7.4
容量[mAh]	1100	1400	1100
重量[g]	51.3	65	60
価格[円]	3,480	17,530	2,999

また、リポバッテリーには下記の安全対策を行っている。

①保管について

- ・劣化を抑制するため、残量60%（電圧約6.5V）で保管する。

②運送について

- ・耐火性能のある鞆にいれる。

③使用について

- ・ケーブルがローバに絡まないように固定する。
- ・本体とコネクタ部が外れないように固定を行う。

④配置について

- ・バッテリーと地面の接触を防ぐために上下の基板で挟む形で配置する。
- ・溶断回路から離れた位置に配置する。

⑤発火対策

- ・消火器があること確認できている環境でのみ実験を行う。
- ・発火時はまず、布で覆い、消火器で消化する

4.3.6通信系

今回のミッションではLora通信とBluetooth通信を使用する。この2つの通信系について仕様を以下に示す。

・LoRa通信

型名	E220-900T225(JP)
周波数	920.6MHz ~ 928.0MHz
変調方式	LoRaスペクトラム拡散方式
帯域幅	125kHz ~ 500kHz
拡散率	5 ~ 11
伝送速度	1.7kbps ~ 62.5kbps
送信出力	13dBm : 20mW以下
受信感度	-129dbm
消費電流 (3.3V時)	送信時: 43mA 受信時: 8.2mA スリープ時: 2.5µA
インターフェース	UART モード制御I/O (信号レベルは3.3V TTL)
電源電圧	動作定格 3.3V ~ 5.5V 推奨電圧範囲 3.5V ~ 5.0V
動作温度範囲	-45°C ~ +85°C
接続端子/基板搭載	DFN-22 端面スルーホール SMT実装タイプ
外形寸法	16mm x 26mm x 3mm

図4.3.10 LoRa通信仕様

周波数は920.6MHz ~ 928.0MHz、また、該当素子はARIB STD-108準拠製品である。

・Bluetooth通信

内蔵Bluetooth®4.2を使用。

以上2つの通信はBBM試験でお互いの通信性能に影響がないことを確認している。

4.3.7アルゴリズム

全体のフローチャートは以下の通り。

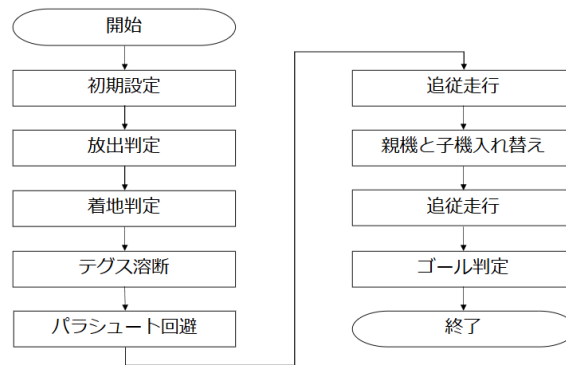


図 4.3.11全体フローチャート

次に放出判定のフローチャートを以下に示す。

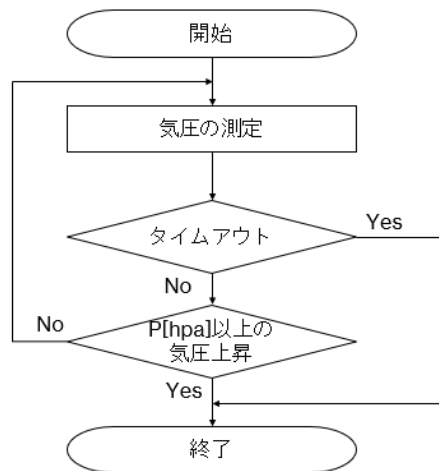


図4.3.12放出判定

落下運動をはじめ、気圧センサがある値以上の気圧上昇を複数回検知したときに放出されたと判定する。また、センサが正常に作動せず、長時間経過しても判定されないときのために、タイムアウトを設けて明らかに放出されている時間を過ぎたら放出判定されるようにする。

次に着地判定のフローチャートを以下に示す。

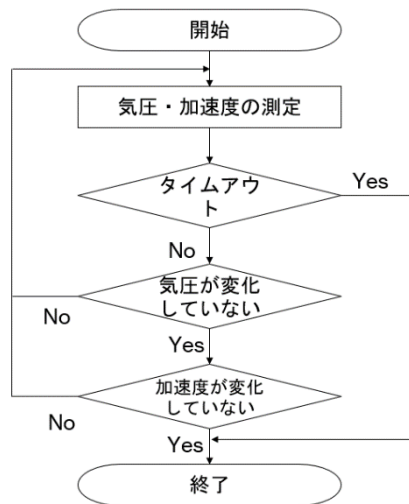


図4.3.13着地判定

着地判定は、気圧センサと加速度センサの2つを用いて二重で確認をすることで、空中で着地と誤判定されることを防ぐ。判定方法に関しては気圧と加速度の計測結果が複数回にわたって変化しないときに着地とみなし、放出判定と同様で、長時間経過しても判定されない時のために、タイムアウトを設ける。

次にパラシュート回避のフローチャートを以下に示す。

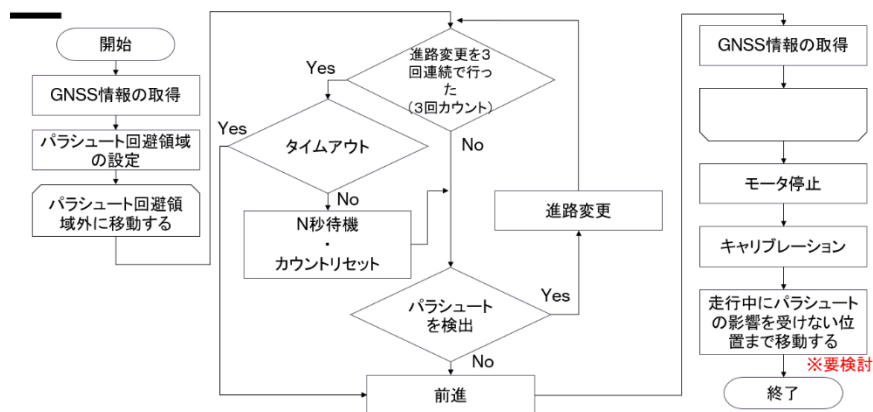


図4.3.14パラシュート回避

まず着地点のGNSS情報をもとにパラシュート回避領域を設定する。パラシュート回避領域とは、着地点を中心とした半径Rの円で、パラシュートが存在する領域である。カメラによる

色検知でパラシュートを検出し、前方にパラシュートがない場合はそのまま一定時間前進、ある場合はパラシュートを避けるように進路を変更する。もし進路変更が3回続いた場合はローバにパラシュートが覆っていると考えられるため、数分待機して、風でパラシュートが飛ばされるのを待ちます。パラシュート回避領域内にいるときは、これらの動作を繰り返し、範囲外に移動したらループを終了する。また、パラシュート回避領域外に移動した後も図のように、ゴールとパラシュートとローバが直線上に並んでしまったら、前進したときにパラシュートに絡まってしまうため、この場合はこれら3つが直線上に並ばないようにローバを移動させる処理をキャリブレーションした後に進行。具体的な処理内容に関しては今後試験を繰り返して検討していく。

次に追従走行準備のフローチャートを示す。

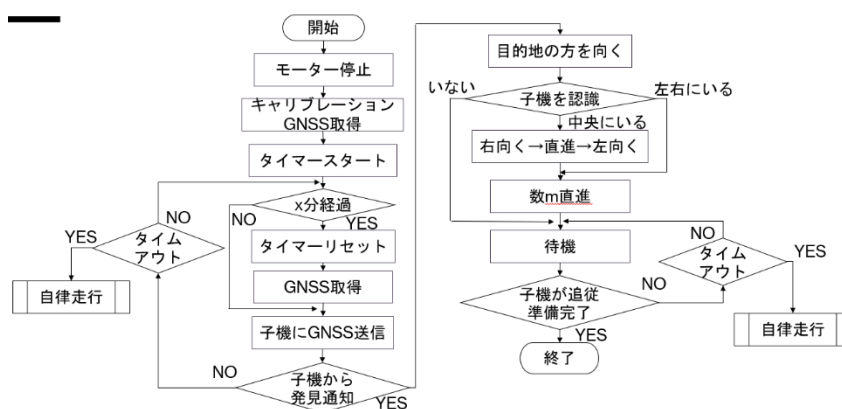


図4.3.15追従準備（親機）

親機と子機でそれぞれ違うフローチャートになっている。まずは準備追従準備を説明する。左側は親機と子機が集合するため、右側は、目的地、親機、子機の順番に整列するためのフローチャートである。集合については、親機の場所に子機を誘導するようにした。子機に自分の居場所を伝えるためのGNSS取得。ここの通信はbluetooth。1度の送信のみでは誤差の可能性があるので、x分ごとにGNSS情報を更新タイムアウトは子機が発見できなかったときのため。集合してからは、目的地、親機、子機の順に並ぶように調整。

目的地のほうを向いて、子機がいなかったら前方にはいない。子機がいたら、目的地、子機、親機の順になってしまっているため、親機が子機の前に回り込む動作をする。

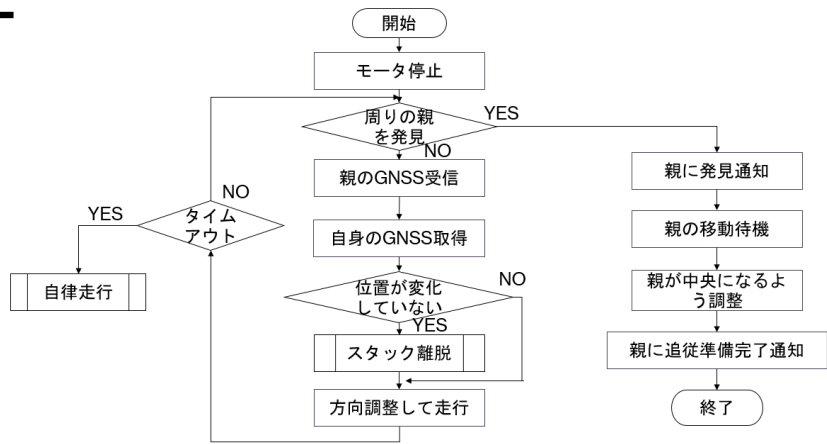


図4.3.16追従準備 (子機)

先ほどの説明のように、まずは親機のGNSS情報を元に集合。
 集合したのち、親機が順番整理。最後に親機がカメラの中央にくるように調整。

この集合と順序整列の参考図を以下に示す。

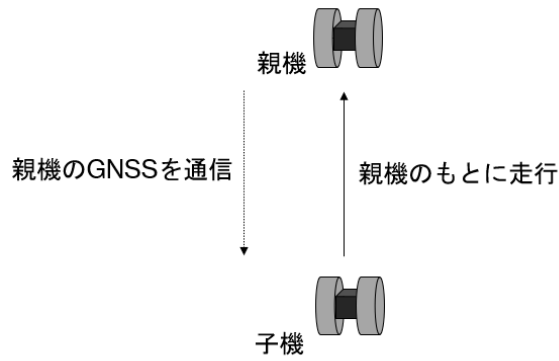


図4.3.17集合時参考図

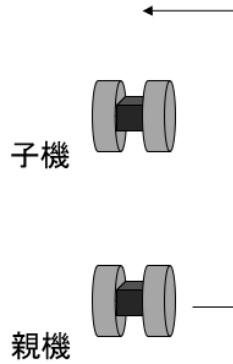


図4.3.18順序整列参考図

また、追従順番の切り替えシーケンスは、着地地点とゴール地点の中間の座標となったらこの追従準備を親機子機が逆の役割として行うものとする。

次に、追従走行のフローチャートを示す。

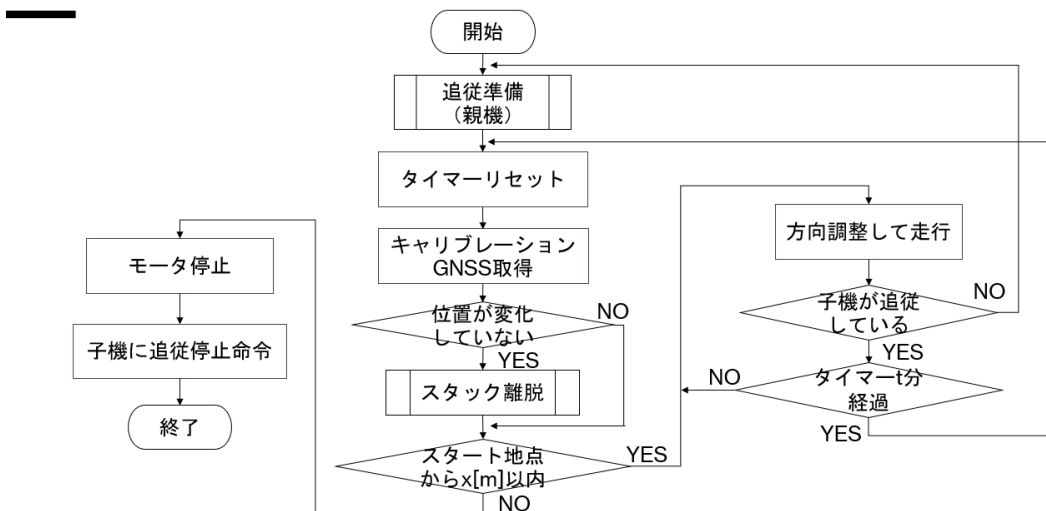


図4.3.19追従走行 (親機)

追従準備を実行後、同様に子機と bluetooth で通信しながら走行していく。
GNSS を定期的 に取得して方向調整しながら走行。ここでもスタックの対策をしている。
子機が追従できな かったら、追従準備に移行。
目的地についたら、子機に追従停止命令をして終了とする。

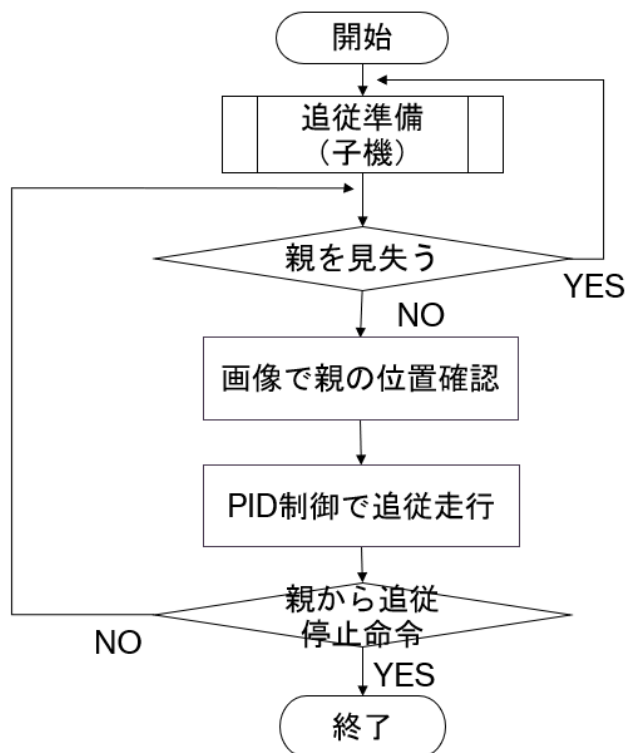


図4.3.20追従走行 (子機)

子機は親機を色検知で追従。目標値を画像の中央、入力を画像の中央と親機の位置の差とした、PID制御で追従する予定である。なんらかの影響で親を見失ったら、親に通知して、自身も追従準備のフェーズに移行。目的地に着いたら、親機から追従停止命令がくるので、そこで終了。

次に自律走行時のフローチャートを示す。

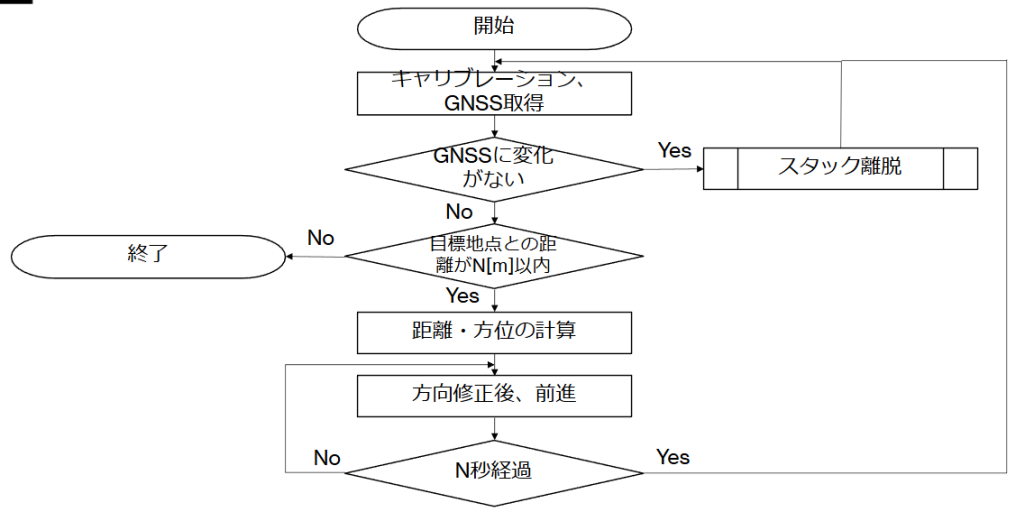


図4.3.21自律走行

キャリブレーションを行い、GNSSデータを取得する。GNSSに変化がない場合はスタック離脱へ移る。また、GNSSに変化がある場合は目的地点との差を計算し、Nm以内だと終了。もしそうでなければ、距離方位の計算を行い、方向修正を加える。

次にスタック離脱のフローチャートを以下に示す。

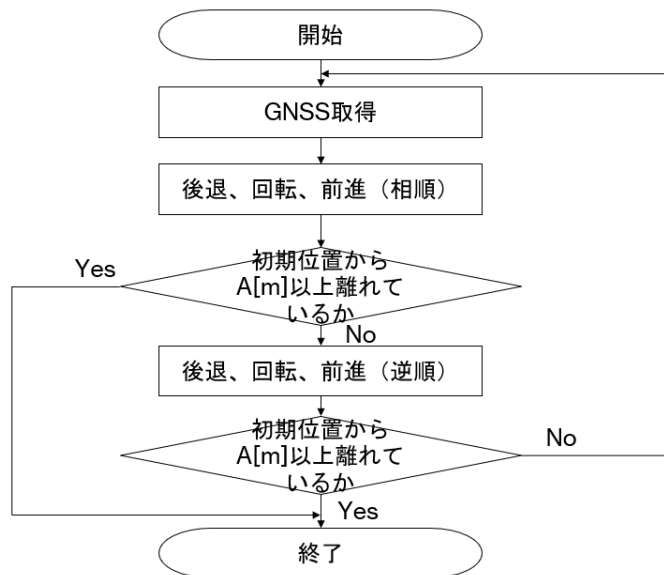


図4.3.22スタック離脱

スタック位置のGNSSを取得する。後退・回転・前進を相順で実行し、初期位置から離れているかを判定する。もし離れていない場合、後退・回転・前進を逆順で実行する。もし離れていない場合、繰り返す。離脱出来たら終了。

最後にゴール判定のフローチャートを以下に示す。

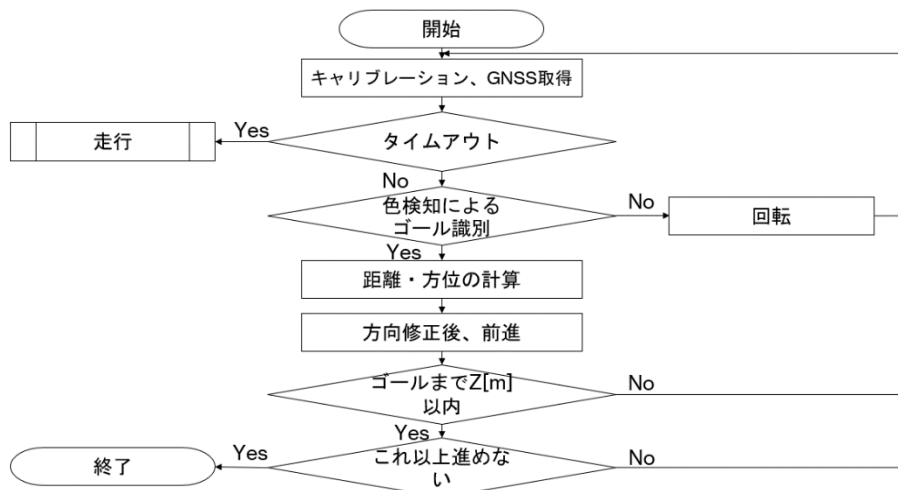


図4.3.23ゴール判定

キャリブレーションを行い、タイムアウトを設ける。色検知によるゴール識別ができない場合は回転、できている場合は距離・方位の計算・方向修正を行う。ゴールまでの距離を判定し、これ以上進めないと判断されるまで行う。

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とパラシュートを合わせた質量が規定質量である1050g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(1050g)以下であることを確認する。
- 結果

結果は以下の図の通りである。



図5.1.1.1 質量試験全体

キャリア・パラシュートすべての質量が1008 gであることが確認できた。
また、各センサの機体の質量は以下の通り。

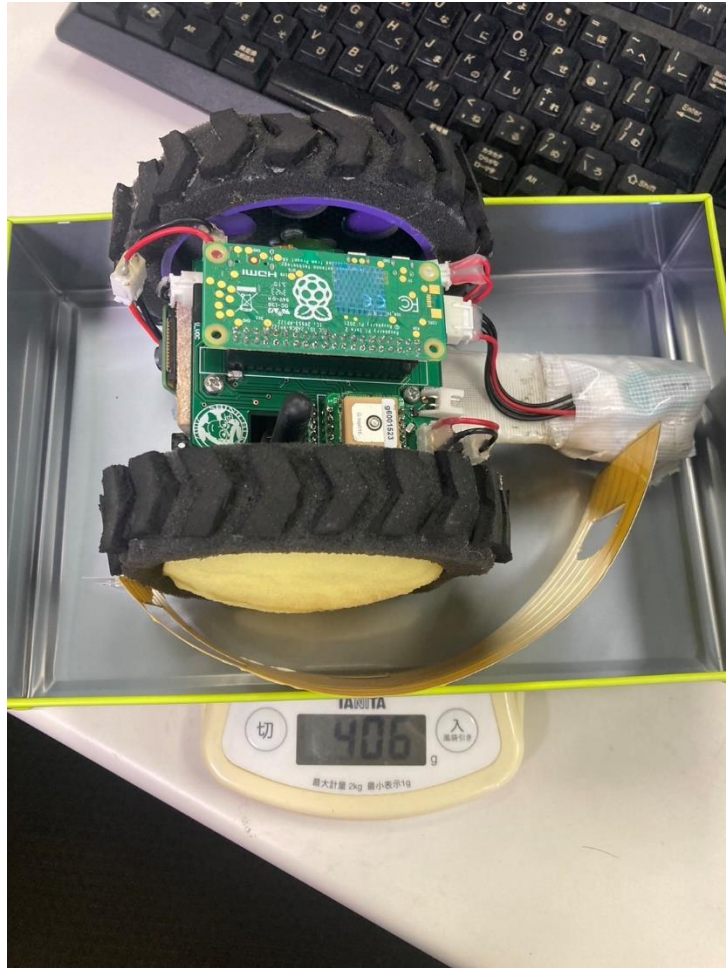


図5.1.1.2 質量試験 (VOC)



図5.1.1.3 質量試験 (CO2)

よってVOCセンサ搭載機体が406 g、CO2センサ搭載機体が409 gの質量であることが分かった。

側面スポンジの再導入や、キャリアのメジャーを追加したことにより、第一回審査のときから質量の変更がある。

- 考察
レギュレーションの1050 g以内に質量が収まっていること、そして42 gの余裕があることが確認できた。

RV2 機体の収納・放出試験

- 目的
キャリアに収納できることを確認し、自重で放出できるかを確認する。
- 試験内容
競技レギュレーションと同じ寸法のキャリアを用意し、試験を行う。
- 試験内容

- ・ 収納

パラシュート以外の収納時の結果は以下の通り。



図5.1.2.1 収納（パラシュート以外）

パラシュートを含めた収納時の結果を以下に示す。



図5.1.2.2 収納（Cansat全体）

- ・ 放出

結果を以下URLの動画に示す。

https://youtu.be/km2PF03_W7M?si=eSRT4RSzwW3OtYZM

よって、Cansatが自重で放出できることが確認できた。

また、パラシュート投下試験でも自重で放出できることが確認できている。

<https://youtu.be/szWWSHC9554>

この結果については表5.7.1参照。

- 考察

Cansatがキャリアに収納・放出できることが確認できた。

RV3 BBM試験

- 目的

設計の整合性やセンサの動作、シーケンスの動作を確認する。

- 試験内容

各素子をブレッドボード上にジャンパ線で配線し、動作が行えるか確認する。また、そのあとに各シーケンスの動作を試験する。

- 結果

すべての素子の動作を確認できた。

また、追加で行った動作試験とシーケンスに関する試験を以下に示す。

【GNSS（静的試験）

目的

GNSSの精度を確認する。

試験内容

同じ地点で15分間測定した。

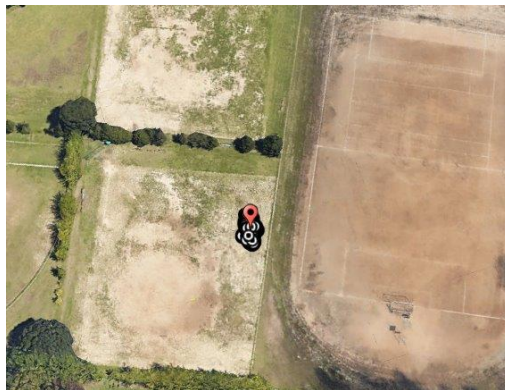


図5.1.3.1 試験実施場所

結果

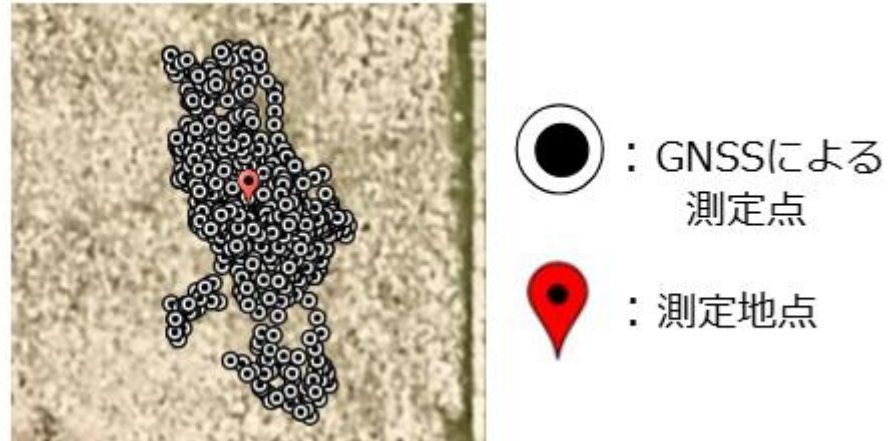


図5.1.3.2 測定結果

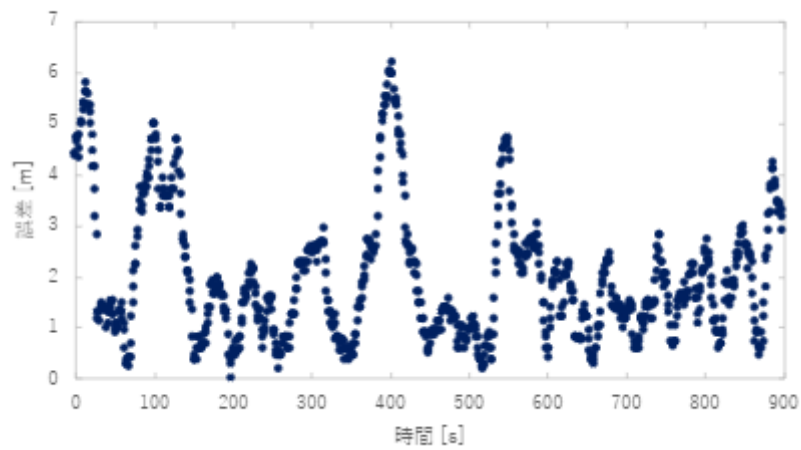


図 5.1.3.3 誤差の変化

[誤差] 最大値：6.18 m 平均値：1.95 mであり、この誤差を考慮しつつ、追従距離を定める必要がある。

【GNSS（動的試験）】

目的

GNSSの精度を確認する。

試験内容

大学を1周してGNSSを取得した。

結果

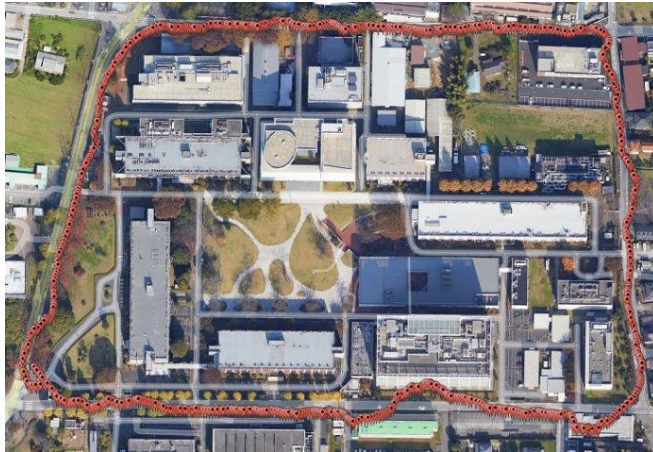


図5.1.3.4 測定結果

よってGNSSのデータを取得できていることが分かった。また、遮蔽物の少ないところのほうが精度が良いことが分かった。

【VOC動作試験】

目的

VOCセンサの動作を確認する。

試験内容

同じ地点で15分間測定した。

試験結果

VOC指数（外）：95~105

平均値：100.03

であることが確認できた。

【CO2センサ動作試験】

目的

CO2センサの動作を確認する。

試験内容

息を吹きかけた時にCO2濃度が上昇していることを確認する。

結果

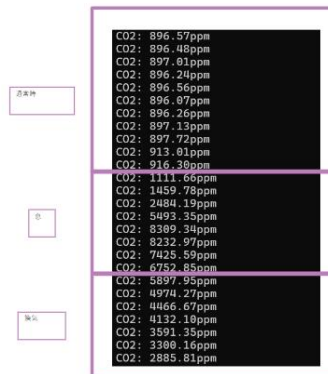


図5.1.3.5 CO2測定結果

息を吹きかけたところ、通常時の9倍近くの値に上昇することが分かった。

【着地・放出試験】

目的

気圧センサによる放出判定・着地判定が可能であることを確認する。

本試験は講義棟のエレベーター（7階から1階）で模擬的に実施した。

試験内容

〈気圧センサの動作確認〉

1階→7階→1階の移動をした際の気圧変動を測定した。この測定は3回行った。

〈放出判定〉

7階から1階へ降下し、3秒間隔で気圧を測定した。

+0.2 hPaより大きい気圧変化が3回連続で検出されたら、放出されたと判定した。

〈着地判定〉

1秒間隔で気圧を測定して、0.05 hPa（絶対値）より小さい気圧変化が5回連続で検出されたら、着地されたと判定した。

結果

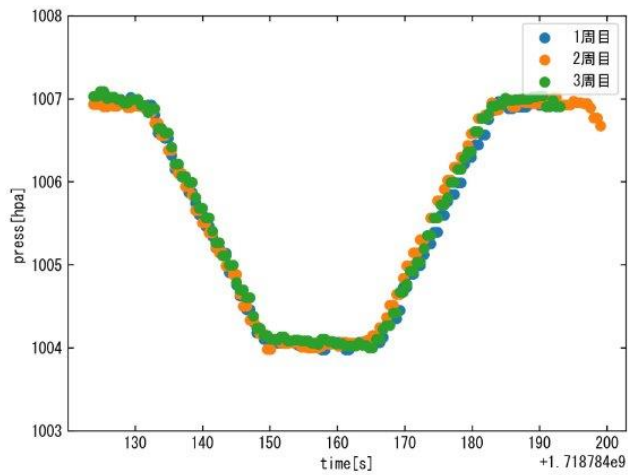


図5.1.3.6 気圧の変化

3回とも同じ気圧変動を示した（上図）外れ値はなく、高度の上昇・河口に伴い、気圧の値が変化した。

放出・着地判定についても以下のような結果となった。

```

sh@ion@raspberrypi1:/home/c/code/CANSA12024 $ python fall.py
[1006.937], 1008.0853] 0
[1008.0856, 1008.0853] 0
[1008.0853, 1008.1026] 0
[1008.1026, 1007.5686] 0
[1007.5686, 1007.1234] 0
[1007.1234, 1006.5551] 0
[1006.5551, 1006.1128] 0
[1006.1128, 1005.7243] 0
[1005.7243, 1005.1948] 0
[1005.1948, 1005.2681] 0
[1005.2681, 1005.2253] 0
[1005.2253, 1005.1639] 0
[1005.1639, 1005.2589] 0
[1005.2589, 1005.1894] 0
[1005.1894, 1005.3738] 1
[1005.3738, 1006.0632] 2
[1006.0632, 1006.6482] 3
press_ok
[1006.9198, 1007.1469] 0
[1007.1469, 1007.1993] 0
[1007.1993, 1007.3919] 0
[1007.3919, 1007.7325] 0
[1007.7325, 1007.8899] 0
[1007.8899, 1007.9862] 0
[1007.9862, 1008.1684] 0
[1008.1684, 1008.1519] 0
[1008.1519, 1008.1695] 1
[1008.1695, 1008.1171] 2
[1008.1171, 1008.1666] 0
[1008.1666, 1008.1251] 1
[1008.1251, 1008.1165] 2
[1008.1165, 1008.1643] 3
[1008.1643, 1008.1427] 4
press_ok

```

図5.1.3.7 放出着地判定結果

よってこのシーケンスの動作認することができた。

【色検知試験】

目的

色検知の精度を確認する。

試験内容

屋外でパラシュート、ローバー、コーンを色検知し、距離を評価する。

結果

色検知の結果は以下のようになった。

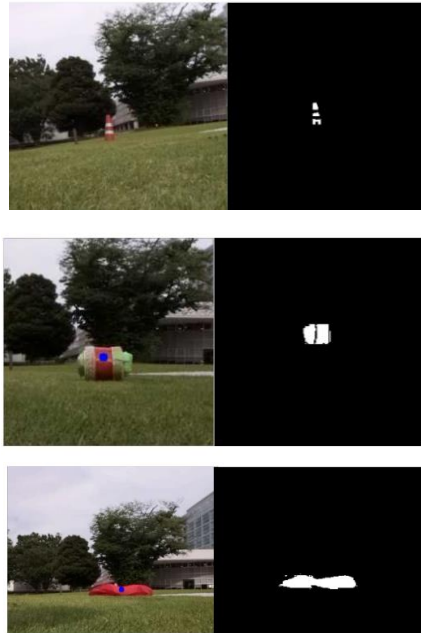


図5.1.3.8 色検知結果

赤コーン 5 m、ローバー 1.5 m、パラシュート 3 m とそれぞれの想定距離での色検知を確認することができた。

- 考察
各素子、シーケンスの動作を確認することができた。

RV4 準静的荷重試験

- 目的
ロケット打ち上げ時の10Gの準静的荷重に耐えることができることを証明する。
- 試験内容
レギュレーションに即したキャリアに機体を収納し、それを回転運動させることにより10G以上の負荷を加える。20秒以上の回転を加えることで10Gの準静的荷重に耐えられることを証明する。機体を2.5mの長さのロープで結び、回転数60rpmで回転させることで、10Gの負荷を与える。なお、10Gの負荷の計算には次の式を用いた。

$$G = 1.119 \times r \times N^2 \times 10^{-3}$$

ただし、 G ：遠心加速度、 r ：回転半径[m]、 N ：回転数[rpm]とした。

使用する3つのセンサ（気圧センサ、9軸センサ、GPSセンサ）についてそれぞれデータが取れているかを確認する。

- 結果

各センサの取得データを以下に示す。

https://drive.google.com/drive/folders/1FArtoKW5x_VrRXwX2l_YQLVrwhdpHDm9?usp=sharing

試験動画を以下に示す。

<https://youtu.be/LxEYmR9qHRc>

- 考察

上記のデータ画像から、本試験において、気圧センサ、9軸センサ、およびGPSの各素子のデータが正常に得られていることがわかる。したがって、機体が打ち上げ時の準静的荷重に耐えられることを確認できた。

RV5 振動試験（8/6再試験実施予定）

- 目的

ロケットを打ち上げる際にかかると想定される30Hzから2000Hzの15Gランダム振動に耐えうる機体か否かを確認する。

- 試験内容

振動試験設備を用いて、ロケットを打ち上げる際にかかると想定される30Hzから2000Hzの15Gランダム振動をx秒間（ロケット打ち上げから機体が放出されるまでの所要時間を計算して決定）行い、その後ローバーに搭載されている各パーツが正常に動作するか確認する。また今回のCanSat機体はホットスタートなので、回路の電源をONにして試験を行う。

- 結果

7/25に振動試験を行ったが、1機体の9軸センサ、1つのモータの動作が確認できなかったことから8/6に再試験予定である。試験がうまくいかなかった原因は9軸センサ、モータともにコネクタの接続不良であった。1回目の振動試験時にコネクタの断絶が確認され、その後修理を試みたが、対応することができなかった。試験後、コネクタの作成方法を再確認し、全コネクタを取り替えた。再試験時では動作確認が完了できるように対策している。

- 考察

RV6 分離衝撃試験 (8/6再試験実施予定)

- 目的
ロケットから機体が放出される際の衝撃荷重40Gに耐えうるかを確認する。
- 試験内容
振動試験設備を用いて、キャリアに全機構を収納し40Gの衝撃を与えたのち、機体、各センサが正常に動作するか検証する。
- 結果
7/25に振動試験を行ったが、1機体の9軸センサ、1つのモータの動作が確認できなかったことから8/6に再試験予定である。試験がうまくいかなかった原因は9軸センサ、モータともにコネクタの接続不良であった。1回目の振動試験時にコネクタの断絶が確認され、その後修理を試みたが、対応することができなかった。試験後、コネクタの作成方法を再確認し、全コネクタを取り替えた。再試験時では動作確認が完了できるように対策している。
- 考察

RV7 落下試験

- 目的
パラシュートの目標の終端速度までの減速機能を有していることを確認する。
- 試験内容
大学講義棟7階(27m)より投下し、パラシュートが展開するか、またその時の下降時間を記録する。
- 結果
結果を以下の表に示す。

表5.1.7.1 パラシュート投下試験結果

投下試験	動画URL	開傘から着地までの時間[s]	開傘推定高度[m]	降下速度[m/s]
1 (仮モデル)	https://youtu.be/5F8Gdwkb0f4?si=m4N94oLQ-Cq0V27J	2.71	17.3	6.38
2 (仮モデル)	https://youtu.be/q7u-tOjXlfs?si=7FMS1krSa-9BHYjA	3.35	20.2	6.02
3 (仮モデル)	https://youtu.be/Nck0vScYjzM?si=vsnZb6yMe	3.21	18.3	5.70

	GpXJ9Tt			
4 (EM実機)	https://youtu.be/HCAZfXKT1xg?si=hBuf-1E-u 9Emg1As	3.95	24.6	6.22

仮モデル1つの寸法と大きさは以下の通りである。

表5.1.7.2 仮モデルの寸法と大きさ

縦 [mm]	横 [mm]	高さ [mm]	重量 [g]
113	110	113	391

終端速度の算出のため高さ4.7m（1階から2階の高さ）を基準とし、時間を計測した。結果を以下の表に示す。

表5.1.7.3 基準高度からの計測

	4.7mからの時間[s]	推定終端速度[m/s]
1 (仮モデル)	0.84	5.595
2 (仮モデル)	0.89	5.281
3 (仮モデル)	0.89	5.281
4 (EM実機)	0.88	5.340

終端速度は以下の式で算出した。

$$v = \frac{4.7}{t_1 - t_2}$$

t_1 : 4.7 mの時間、 t_2 : 着地の時間

よって終端速度の平均は5.37m/sである。

- 考察
よって十分な減速機能を持っていることが確認できた。

RV8 開傘衝撃試験

- 目的
開傘時の衝撃にパラシュートや分離機構、内部のローバーが耐えうることを確認する。
- 試験内容

パラシュート投下試験と並行して行う。

- 結果

推定開傘衝撃は25.088Nである。これは以下の式より導出した。

$$F_{\text{ops}} = \frac{1}{2} C_x \rho C_d S v^2$$

ρ は流体の密度(今回は空気密度), C_d は抗力係数, S は物体の抵抗を受ける方向から見た投影面積, v は対気速度である。

各係数については、 $C_x = 2, \rho = 1, C_d = 0.87, S_v = 5.37$ として計算した。また、抗力係数については表4.1.6形状による係数比較参考。

以下実際の動画(投下試験結果と同じ)からもわかるように開傘衝撃に耐えることが分かった。

表5.1.9.1 投下結果

投下試験	開傘	動画URL
1 (おもり)	○	https://youtu.be/5F8Gdwkb0f4?si=m4N94oLQ-Cq0V27J
2 (おもり)	○	https://youtu.be/q7u-tOjXlfs?si=7FMS1krSa-9BHYjA
3 (おもり)	○	https://youtu.be/Nck0vScYjzM?si=vsnZb6yMeGpXJ9Tt
4 (実機)	○	https://youtu.be/HCAZfXKT1xg?si=hBuf-1E-u9Emg1As

また、開傘後も気圧センサやマイコンなどのソフトが正常に動作していることが確認できた。

以下URLに実機投下時の制御ログを示す。

[実機投下制御ログ_1号機](#)

[実機投下制御ログ_2号機](#)

また、投下試験時の気圧センサデータの推移を以下のグラフに示す。

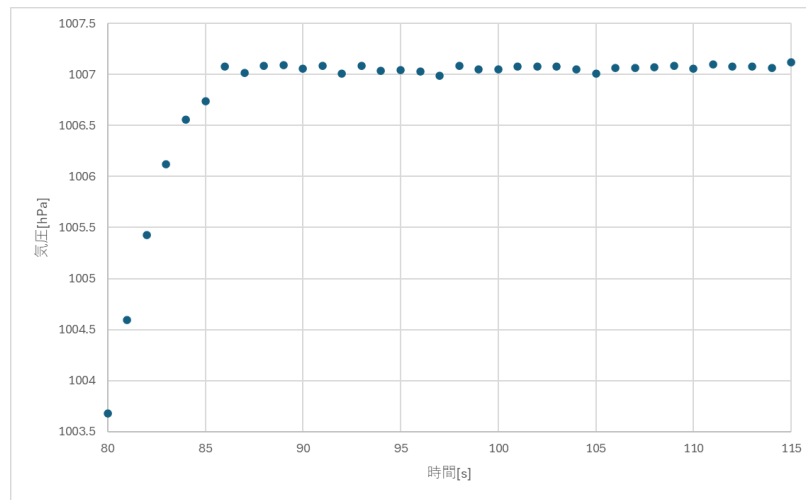


図5.1.7.2 投下試験時の気圧センサの推移

時間80sから投下、約86sで着地している。80 s から86 s の下降している間の気圧センサの推移をみると、気圧値の変化が緩やかになっていることから、パラシュートにより減速していることが確認できる。また、着地後は気圧値が安定していることが読み取れる。今回着地判定に気圧センサと9軸センサで判定しているため、気圧センサが判定に十分な性能を持っていることが言える。

- 考察

試験後の機体への損傷がなく、開傘衝撃に耐えることが確認できた。また、衝撃によりソフトへの影響がないことが確認できた。

RV9 通信電源ON/OFF試験

- 目的

ロケット打ち上げ時、ローバーに搭載されている通信機器がOFFの状態にあり、ロケット放出後にONの状態であることを確認する。
- 試験内容

送信機から任意の文字列を受信機に送信し、周波数を変更しても受信が可能であるかを確認する。
- 結果

結果を以下の動画に示す。
<https://youtu.be/6oejY7rqL80?si=MyHKkfFsxzTTqZYw>
 動画内に解説あり。

- 考察
 - 通信機のONOFFをソフトウェアで変更することができることを確認できた。

RV10 通信周波数変更試験

- 目的
 - 他団体の期待と通信周波数帯が競合した際に、その場で通信周波数を変更することができるようにする。
- 試験内容
 - 周波数を変更（modeを変更）した際に送受信ができるかを試験する。
- 結果
 - 結果を以下の動画に示す。

https://youtu.be/AwKZ9TBRzA0?si=Ut23TWp-_BU8Bs9d

参考画像は以下のとおり。

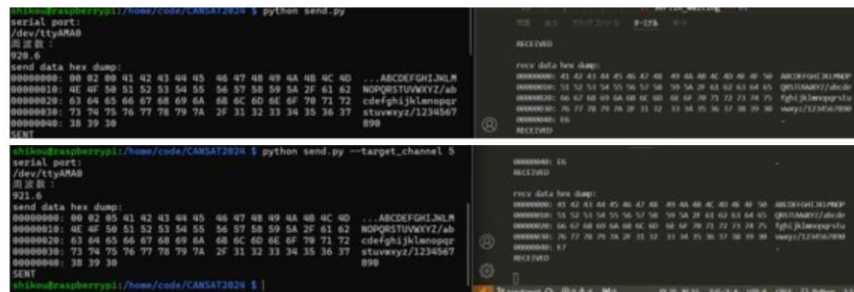


図5.1.9.1 周波数変更結果

- 考察
 - 通信の周波数を変更できることが確認できた。

RV11 End-to-end試験

- 目的
 - 各シーケンスをローバーが自律的に実行できることを確認する。
- 試験内容
 - ボイド管放出、着地判定、キャリア分離、パラシュート回避、走行、ゴール判定までを実行し、動作に問題がないことを確認する。
- 結果
 - 試験結果を以下に示す。

表5.1.11.1 結果1回目

サクセスクリテリア	mission	内容	時間	走破性	内容	時間
ミニマム	2台が走行開始できる	放出・着地	0:56	2台が走行開始できる	放出・着地	0:56
		溶断	1:27		溶断	1:27
		パラシュート回避	1:40		パラシュート回避	1:40
ミドル	追従走行を開始、中間地点まで追従走行ができる	追従準備シケンス		1機体がGNSS誘導できる。	自律分散走行 (GNSS誘導)	2:50
		追従走行				
		切り替えフェーズ				
フル	追従走行完了	追従走行		2機体がGNSS誘導できる	自律分散走行 (GNSS誘導)	3:05
		追従走行終了				
エクストラ	2機体が0mゴールできる	ゴール検知		2機体が0mゴールできる	ローバー①ゴール検知	3:50
					ローバー②ゴール検知	4:37

EtoE試験 1 回目動画URL

https://drive.google.com/file/d/15n-fv6NZxqpcknUJeH0NHCv_7Od5_e82/view?usp=sharing

ローバー②はゴール検知の最終でローバー①に被ってしまったことにより、0mゴールをしているのにも関わらず、赤の色割合が足りないため、ゴール判定をすることができなかった。よって、このような場合を避けるために、ローバーのカバーの色の色割合でもゴール判定ができるように対策する。

表5.1.11.2 結果 (2回目)

サクセスクリテリア	mission	内容	時間	走破性	内容	時間
ミニマム	2台が走行開始でき	放出・着地	0:32	2台が走行開始でき	放出・着地	0:32

	る	パラシュート回避	0:45	る	パラシュート回避	0:45
ミドル	追従走行を開始、中間地点まで追従走行ができる	追従準備シケンス		1機体がGNSS誘導できる。	自律分散走行 (GNSS誘導)	1:10
		追従走行				
		切り替えフェーズ				
フル	追従走行完了	追従走行		2機体がGNSS誘導できる	自律分散走行 (GNSS誘導)	1:10
		追従走行終了				
エクストラ	2機体が0mゴールできる	ゴール検知		2機体が0mゴールできる	ローバー ① ゴール検知	2:20
					ローバー ② ゴール検知	8:28

EtoE試験2回目動画URL

https://drive.google.com/file/d/1QvjITinH1rqynAe6-nslX-_9h1cLkYxm/view?usp=sharing

- 考察
よって、各シーケンスをローバーが自律的に実行できることを確認することができた。

第5.2節

CRV1 制御履歴レポート作成試験

- 目的
ローバーが保存したデータから制御レポートを作製し、運営に提出が可能であることを確認する。
- 試験内容
End to End試験2回目のデータログより制御レポートを作成する。
- 結果
作成した制御レポートを以下に示す。

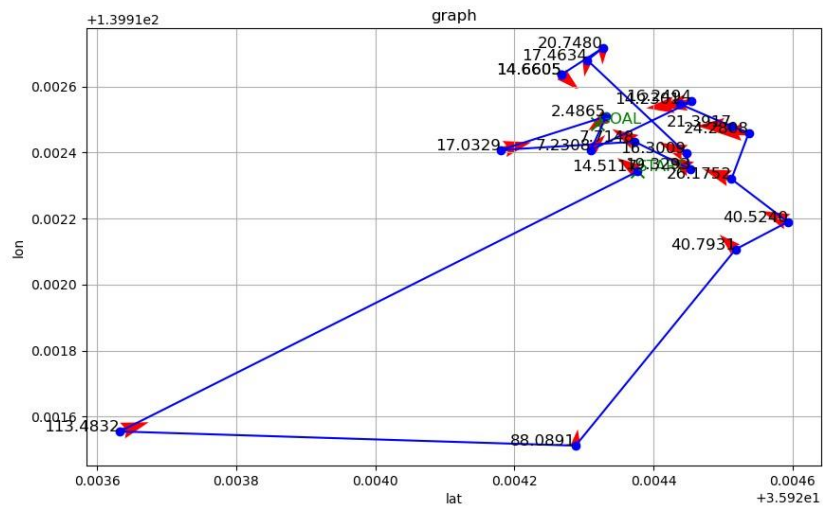


図5.2.1.1 制御レポート (CO2、青ローバー)

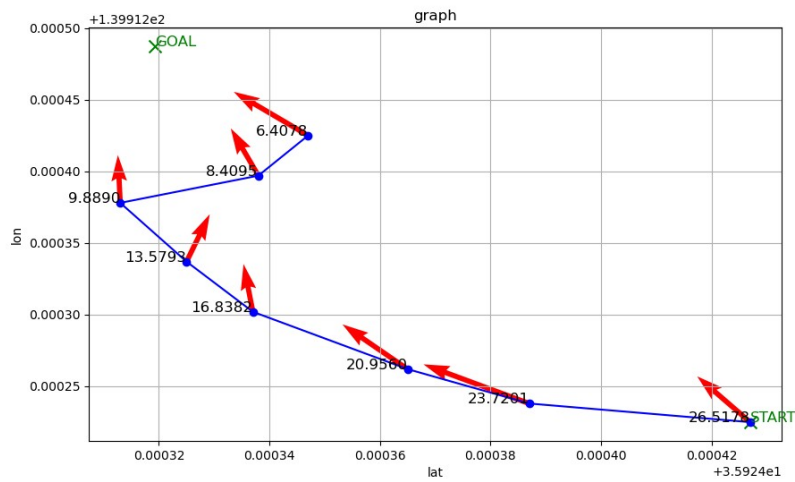


図5.2.1.2 制御レポート (VOC、黄ローバー)

GNSSセンサの情報とその時の制御の方向をベクトルで示している。

● 考察

実際の走行データをもとに制御レポートを確認することができた。

第5.3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

ローバーが地上に着地する時の衝撃に耐えうるか試験を行い、その後正常に動作するかを確認する。

- 試験内容

力学的エネルギー保存則より、

$$\frac{1}{2}mv^2 = mgh$$

となり、上記の式より、自由落下させ終端速度 5.37m/s なる高さは上空1.42mと導出される。これより、その高さから落下させ、その衝撃に耐えうるか試験を行う。その後ローバーに搭載されている各パーツが正常に動作するか確認する。

- 結果

結果を以下の表と動画に示す。

表5.3.1 結果一覧 (1回目)

シーケンス	時間
投下	0 : 04
溶断	0 : 19
センサ確認ローバー①	0 : 30
センサ確認ローバー②	1 : 30

動画URL

<https://youtu.be/SIxqiPfkW0Y?si=t9320TkxPSaGJvpl>

表5.3.2 結果一覧 (2回目)

シーケンス	時間
投下	0 : 04
溶断	0 : 53
センサ確認ローバー①	1 : 13
センサ確認ローバー②	1 : 55

動画URL

https://youtu.be/8JVo_3go_Fs?si=pbefp9ql3EMfsZ_0

表5.3.3 結果一覧 (3回目)

シーケンス	時間
投下	0 : 04
溶断	0 : 52
センサ確認ローバー①	1 : 14
センサ確認ローバー②	1 : 50

動画URL

<https://youtu.be/0ydBc84ycN0?si=p81IWGIzTdzJqT6I>

- 考察
よって終端速度5.37m/sの場合の着地衝撃にCansatが絶えることが確認できた。
また、衝撃を与えた後でソフト・ハードに影響がないことを確認できた。

MV2 走行性能確認試験

- 目的
走行中の走破性を確認する。
- 試験内容
機体の半分の高さを超える穴を用意し、そこを機体が通過する際にスタックしてしまわないかを確認する。図のようにローバーの半径である5.5[cm]を参考に、穴の大きさは6.5[cm]程度に設定した。また、本実験は目視による確認を行った。



図5.3.2.1 走破性能確認試験の概要

- 結果
以下に試験動画のURLを示す。
<https://youtu.be/LalzU-EbjKA>
- 考察
大きな凹凸がある地面に対しても十分な走破性を持っていることが確認できた。

MV3 機体回転試験

- 目的
キャリブレーションなどの時に必要となる機体回転ができることを確認する。

- 試験内容
機体回転用のプログラムを動作させ、機体が回転することを確認する。
- 結果
結果を以下の動画に示す。
機体回転試験（左回転）
<https://drive.google.com/file/d/1re7NUFo9qgWyB7aocdLdUIzmDnGIwW-X/view?usp=sharing>
機体回転試験（右回転）
<https://drive.google.com/file/d/1Uffif7f7Q1U3Y3flstpO5cjR2uc7N0yL/view?usp=sharing>
- 考察
よって機体が回転するだけのモータートルクを有していることを確認することができた。

MV4 立ち上がり試験

- 目的
軽量小型ローバーのため、大きい機体に比べて横転の可能性が高くなる。この試験では横転した際に復帰行動ができるかを確認する。
- 試験内容
ローバーを横転させた状態から復帰行動用の出力をモーターに与え、機体が走行開始状態になるかを確認する。
- 結果
試験結果を以下のURLに示す。
1回目
<https://youtu.be/0KefHwkigKY?si=0P2kI2BGqcy6ssVH>
2回目
<https://youtu.be/GIgDNgSD7xE?si=TwhWYGXY7b2gaBY0>
- 考察
よって横転した状態から走行開始状態に復帰できることが確認できた。

MV5 LoRa通信試験

- 目的
LoRa通信が可能であること、またその通信可能距離を試験する。

- 試験内容
 - 送信機（ローバー側）からGNSS座標を受信機（地上局）に送信し、受信可能領域や受信の安定度を確認する。
- 結果

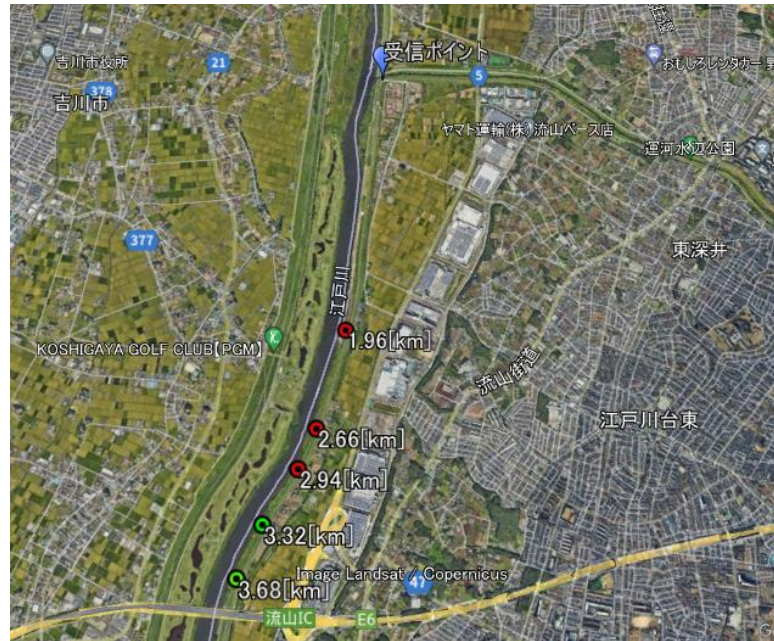


図5.3.5.1 通信結果

青のピンが受信局、赤のピンが地上で通信確認できた点である。また、地面からLoRaを1mほど離れたところ黄緑色のピンでも通信が確認できた。図で示したように地面についた状態で2.94[km]まで通信が確認できた。

- 考察
 - よって十分な通信距離を有していることが分かった。

MV6 Bluetooth試験

- 目的
 - Bluetooth通信が可能であること、またその距離を試験する。
- 試験内容
 - モーター駆動時の2機体のローバー間にて任意の文字列をBluetooth通信にて送受信し、通信可能距離を測定する。
- 結果

距離6mまでは接続から通信まで安定的に動作した。また、接続した状態で距離を伸ばしていくと9mまで通信可能となった。以下に距離6mでの試験結果を動画に示す。

<https://youtu.be/wITXZHpXlro>

- 考察

ローバー間の通信には十分な距離であることが分かった。この試験結果をもとに追従距離を決定する。

MV7 追従走行試験

- 目的

追従走行の動作を確認することができる。

- 試験内容

追従の色検知に用いる色のカバーがついたモデルを用意し、そのモデルにローバーが追従することが確認できることを確認する。また、モデルをローバーから離れたときに追従走行が停止することを確認できる。

- 結果

試験の様子を以下の動画に示す。

1回目

https://drive.google.com/file/d/1lssexP101dgiHTdh4_QgDrK8AnWU7S3/view?usp=sharing

2回目

<https://drive.google.com/file/d/1p5PUCs4WPG7ibntT7HKr9tmEGy23eeU0/view?usp=sharing>

3回目

<https://drive.google.com/file/d/1y7c8xCbDB7dV-XOd5iQFmhPCMzySYIS7/view?usp=sharing>

- 考察

よって追従走行と追従走行停止ができることを確認することができた。今回の審査試験段階ではモデルでの実証であったが、大会までの準備期間でローバー同士の追従走行について開発を進めていく。

MV8 電源耐久試験

- 目的

ローバーがミッションを行うために十分な電力量を有しているかを確認する。

- 試験内容

使用するバッテリー2種類を評価する必要がある。回路用バッテリーについてはバッテリーを用いて、マイコンとモータードライバを駆動させる。モーター駆動用バッテリーはモーターを駆動させる。これらによりミッション完遂に必要な電力量を持ち合わせているか検証する。ここでの必要十分な電力量の定義を以下に示す。

使用するモーターの回転数：413 r p m

デューティ比：0.3

→時速換算2.613m/s

最大5km離れる場合を想定して、かかる時間は1.91 h →114.8分

以上から算出される時間を耐久出来るか試験する。

- 結果

耐久することができた。試験時の動画は以下のURL参照。

動画URL（容量の関係で1つの連続動画を3つに分けて載せています）

①

<https://youtu.be/v8hD0URYfCk>

②

<https://youtu.be/jKeiM8pIiWg>

③

<https://youtu.be/EAIInK63ExNQ>

試験前電圧

回路用：7.84V モーター用：8.27V

試験後電圧

回路用：5.60V モーター用：7.82V

- 考察

よって競技に必要な電力を有していることがわかる。

MV10 ゴール検知試験

- 目的

カメラを用いて、ゴールコーンを判定し、誘導することができることを確認する。

- 試験内容

ゴールコーンをローバーから約10m離れた場所に置き、画像誘導で0mゴールができるかどうかを確認する。

- 結果

今回は2つのアルゴリズム（通常ゴール検知、追従走行アルゴリズム）でゴール検知を行った。

通常ゴール検知については赤色検知したらその方向へ3 s 直進、ロストしたら少しずつ回転し、赤色検知を繰り返すアルゴリズムである。また、追従走行アルゴリズムは赤色コーンを追従対象（先導機）とし、追従対象がカメラ画像中央からどの程度離れているかに応じてモータの出力を変化させることで赤色に近づくというアルゴリズムである。

この2つのアルゴリズムで各3回実施した。結果を以下動画URLで示す。

<通常ゴール検知>

1回目

https://youtu.be/A5XXznMLZ50?si=yR12UZYq-_dCUiNQ

2回目

<https://youtu.be/wQC8-uLtTWE?si=WEdhDkDAexDdFBWK>

3回目

<https://youtu.be/9gu9IuRArYs?si=Ctz3b3UI4EU7tC0D>

<追従アルゴリズム>

1回目

<https://youtu.be/AjP4R8onPvQ?si=hyEz79fV4L6FnNEX>

2回目

https://youtu.be/K1QXZVYklGw?si=_SyYfaSXZgrZ9

3回目

https://youtu.be/6xfoYQc0YLI?si=C3NkP0YD-DnnF_iH

- 考察

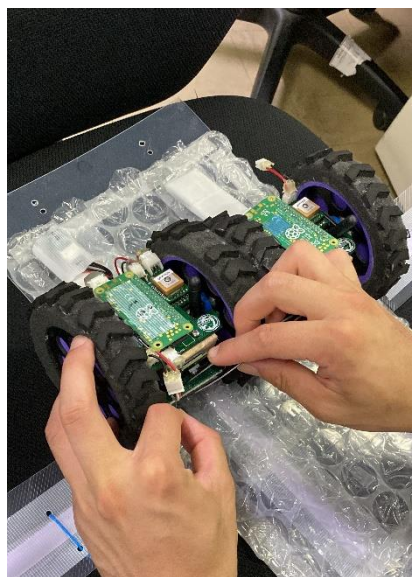
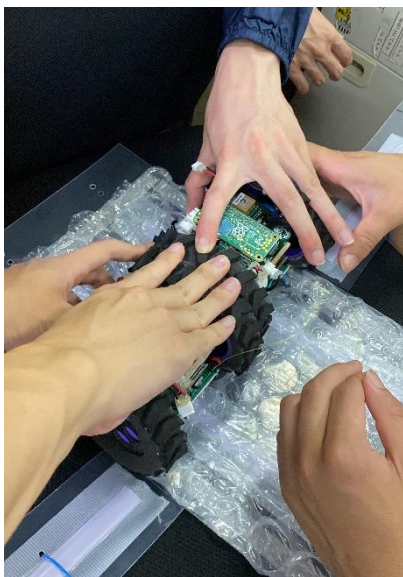
よって2つのアルゴリズムでゴール検知をすることができた。また、ゴール検知をした後の誘導により高精度でゴール付近に近づくことができるということを確認することができた。

第6章 工程管理

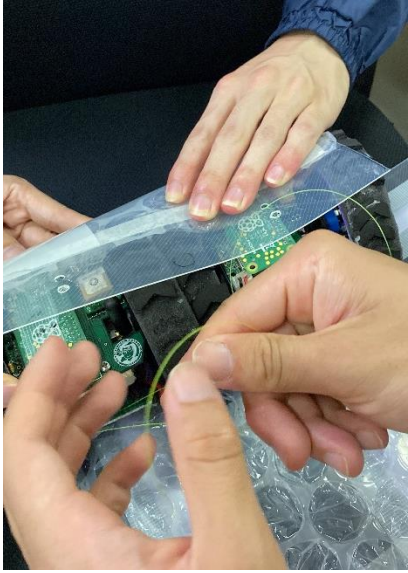
収納フロー

以下にキャリアへの収納フローを示す。

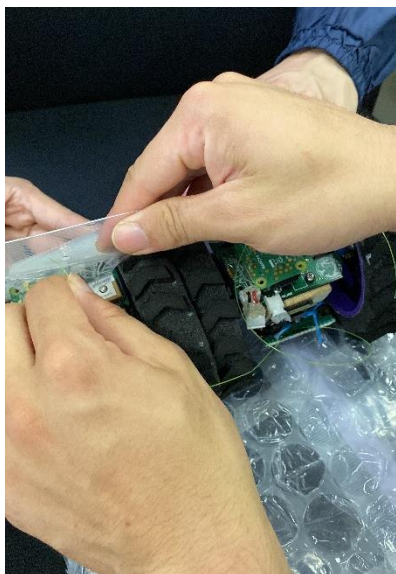
1. テグスを溶断回路(2機分)に通す。



2. スタビを折りたたみ側面部の穴①にテグスを通す。



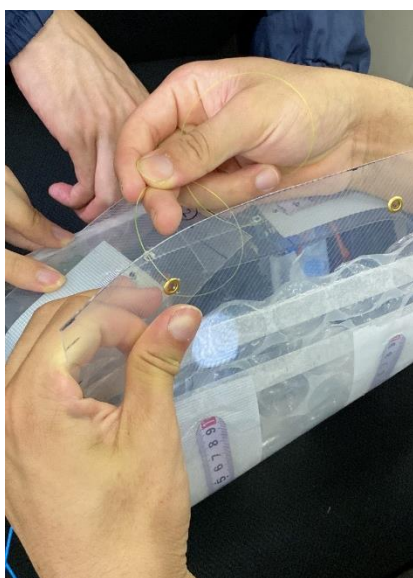
3.分離機構の底面部②にテグスを通す。



4.反対側の側面部にテグス③を通す。



5.すべての穴①～③を一致させ、テグスを同士を結ぶ

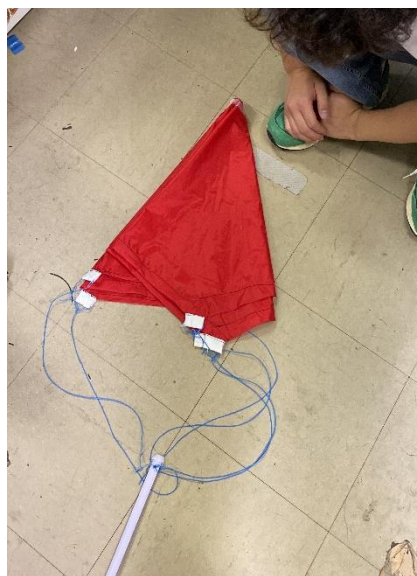
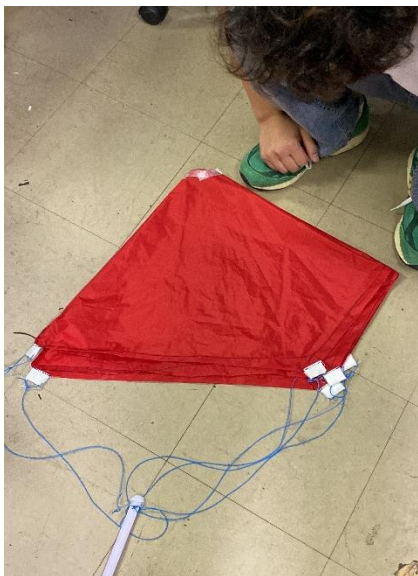


6.パラシュートを畳む。

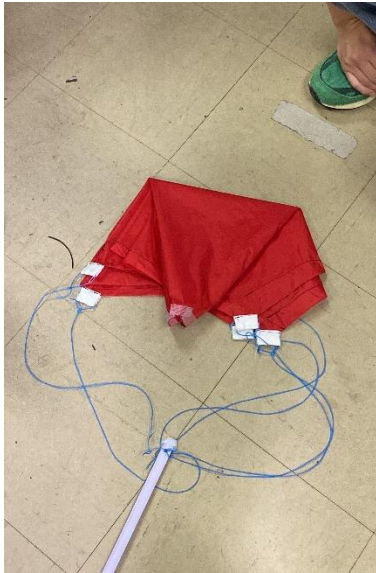
6-1.半分に折る。



6-2.さらに2回半分に折る。



6-3.縦に半分に折る。



6-4.横に三つ折りに折る。



6-5.パラシュートのヒモが絡まないように巻き付ける。



7.ロッドは重ねるように巻き付ける。



8.機体に押し付けるように乗せる。



9.キャリアに格納する。



以上.

上記収納フローにおける所要時間を以下の表に示す。

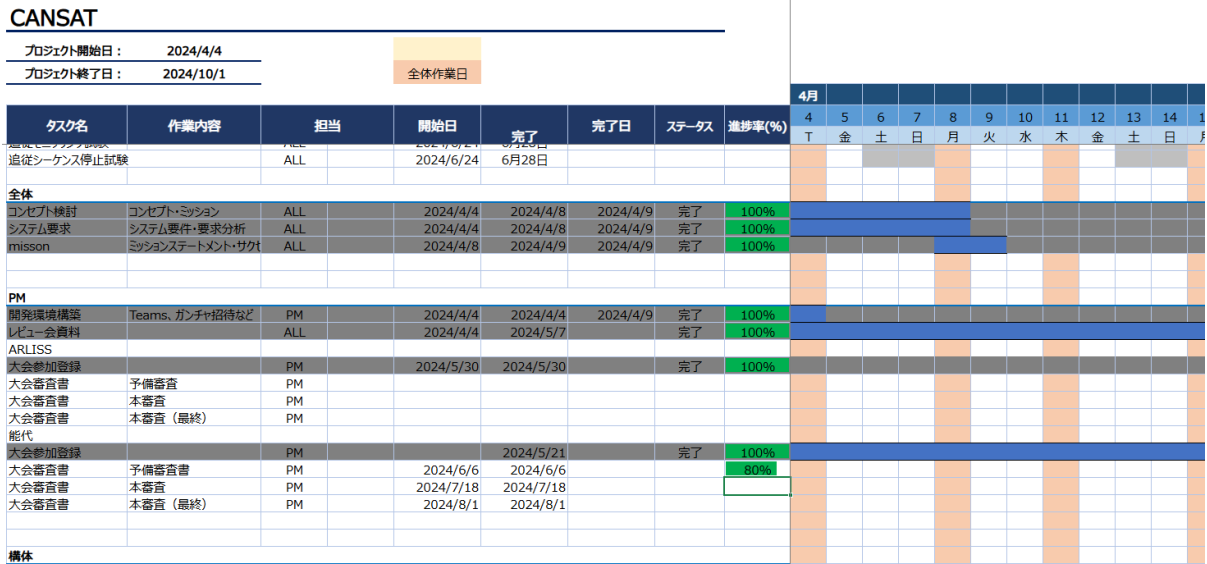
表6.1 収納フロー

フロー	合計時間
ローバー最終確認	20分
テグスを固定	5分

パラシュートをたたむ	5分
収納	2分

ガントチャート

[【SHIKOU】ガントチャート.xlsx](#)



第7章 大会結果報告

第7.1節 目的

開発期間で準備した電装、構造、ソフトウェア、通信および運用システムをARLISSのロケットによる投下実験により、Cansatの性能さらにミッションの成果を評価する。

第7.2節 結果

投下結果【1回目】

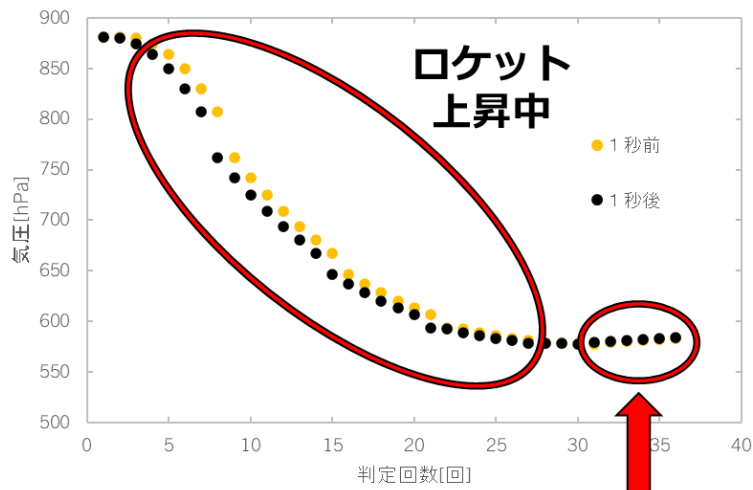
全体結果：子機電源断絶のため、溶断ができず、親機がカバー内で自律走行動作している状態。→リタイア

・放出判定

— 1秒間隔で気圧を測定し、気圧差が+0.2hPaを上回ることが6回連続で確認されたら放出されたと判定

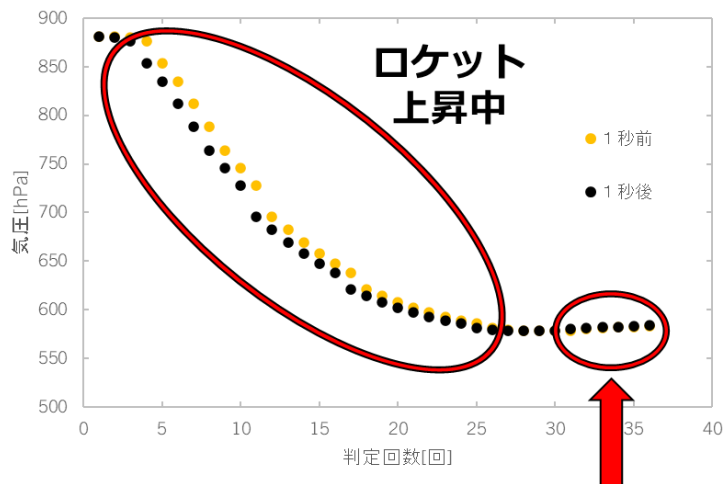
結果＝2機体とも放出判定を開始・終了

各機体の気圧値の変化を以下の図7.1, 7.2に示す。



放出判定クリア

図7.1 VOC親機



放出判定クリア

図7.2 CO2子機

・着地判定

—気圧と加速度の変化量が閾値を下回ることが4回連続で確認されたら着地されたと判定

結果=VOC親機：デーモン化により着地判定を開始・終了 CO2子機：着地判定未達成

親機：

着地衝撃によってラズパイの電源が一瞬落ちたが、デーモン化によって再度プログラムが実行されていることが確認できた。

2機体間のBluetooth通信はロケット内では切断しており、放出後に通信が開始されるようにプログラムされている。Bluetoothオンが2回行われていることが確認できたことからデーモン化したプログラムが実行されたと判断する。

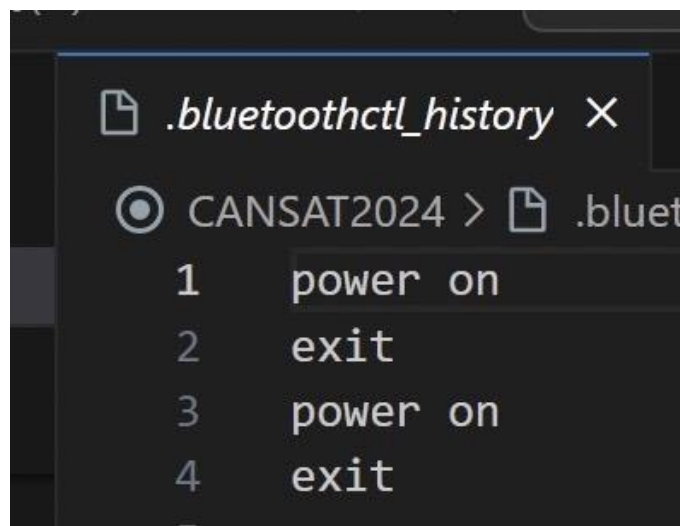


図7.3 Bluetooth通信履歴

VOC親機体の気圧値、加速度の変化を以下の表7.1, 7.2に示す。

表7.1 気圧値一着地判定

[880.9471, 880.9624]	1
[880.9624, 880.9768]	2
[880.9768, 881.0259]	3
[881.0259, 880.9163]	0
[880.9163, 880.9726]	0
[880.9726, 881.0084]	1
[881.0084, 880.9879]	2
[880.9879, 881.0104]	3
[881.0104, 881.0462]	4

表7.2 加速度値一着地判定

[9.802846, 9.781440]	1
[9.781440, 10.00601]	0
[10.00601, 9.790788]	0
[9.790788, 9.991180]	0
[9.991180, 9.850106]	1
[9.850106, 9.826228]	2
[9.826228, 9.912926]	3
[9.912926, 9.832692]	4

子機：

着地衝撃によって、電源線が抜けてしまい、着地判定の途中でプログラムの実行が終了

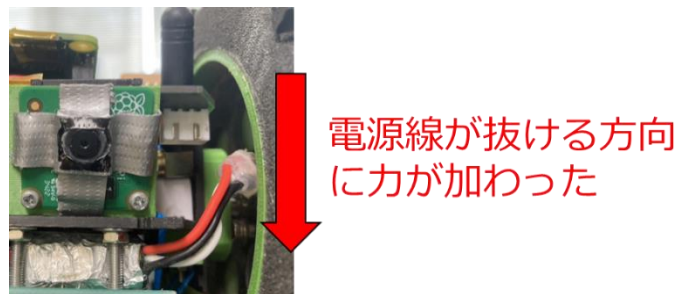


図7.4 電源部分

また、Bluetooth通信も1度しか行われていないことが分かる。

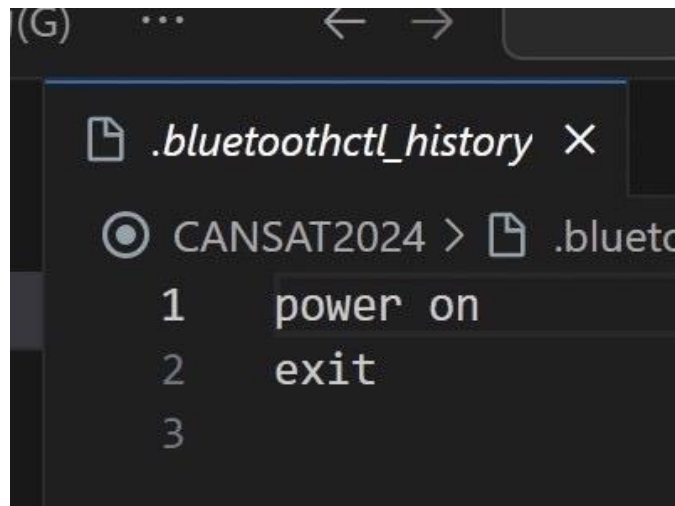


図7.5 Bluetooth通信履歴

競技リタイア後、電源部分のコンネクタが外れていることを確認し、電源をつなぎなおしたところデーモン化したプログラムが開始された。

・通信

- ・テレメトリ：親機のみ確認できたが、数十メートル付近まで近づかないと取れなかった
- ・ログ：確認できた

```
lat:40.903913,lon:-119.068973,distance:4821.9360877022345
lat:40.903512,lon:-119.070153,distance:4713.215796605296
lat:0.0,lon:0.0,distance:12416955.589943489
lat:40.904425,lon:-119.070022,distance:4771.044121381105
lat:40.903713,lon:-119.070235,distance:4717.5782706448745
lat:40.903643,lon:-119.070737,distance:4676.623152410039
lat:40.903402,lon:-119.070345,distance:4693.208250642251
lat:40.903365,lon:-119.070795,distance:4657.768329437735
lat:40.90314,lon:-119.0715,distance:4593.58784712622
```

図7.6 テレメトリ

投下結果【2回目】

全体結果：プログラム実行時のSSH接続の原因で2機体とも放出判定以降のプログラムに移行できなかった。→リタイア

プログラム実行後、約17分後に停止。打ち上げ前だと推定。

リタイア後、Raspberry Piの状態を確認するとBluetoothがオンになっていないことを確認した。

放出判定プログラムが意図せず終了してもBLEオンに移行するプログラムとなっていたため、競技終了後に原因を推定。

→SSH接続に関するものが原因であると推定

SSH接続に関して確認したこと

- ・ コマンドプロンプト(実行画面)を消すとプログラムが停止する
- ・ wifiアクセスポイントをオフにする形でSSH接続を切るとプログラム継続

本番では1,2回目ともにコマンドプロンプトは消していない

1回目：発射直前に画面を閉じて離れた→正常に動いた

2回目：プログラム開始後すぐに画面を閉じた。その状態でpcとラズパイはSSH接続可能な距離間に長時間あった。→この間にコマンドプロンプトを消したと同様の動作が起こってしまった

また、リタイア後、放出判定のタイムアウトを2時間から10秒に変更して実行

→放出判定をタイムアウトで通過し、BETオン、着地判定に移行した

(着地衝撃によるモータ破損が確認されたものの想定通りのシーケンス) ことから、SSH接続が原因であると考える。

第7.3節 考察

投下試験2回ともミニマムサクセス未達成

事前に開発段階ではCansatのシステムを各フェーズに分けて確認してきたが、それを統合した試験や本番と全く同じ条件での確認が疎かになっていた。今回の結果の一番の要因はそこであるといえる。特に2回目の結果ではSSH接続に依存せず、プログラムをスタートさせるような対策が今後求められ、ハード、ソフトウェアともに開発期間、本番で全く同じシステムの実現が求められる。

第8章 まとめ

第8.1章 工夫点・努力した点

2機体の小型、軽量ローバーの開発に伴い、構造は3Dプリント技術を用いた代替品による軽量化、そして3DCADを用いた詳細設計により小型化を実現した。そして、パラシュートの形状や軟着陸性能についてはまだ課題が残るが、幾度の投下試験を通して、畳み方やパラメータの決定をしてきた。

また、回路は4層基板を用いた基板設計で、小型基板の両面にすべての素子を搭載することを実現した。これにより、小型化・軽量化を実現している。

C&DHは追従走行のシステムや赤色検知の閾値やモーター値調整、PID制御、Bluetooth・Loraの2つの通信方式、デーモン化などこれまで自団体出なかった技術。課題とされてきた技術を確認することができた。

第8.2章 課題点

PM:

- ・全体的なスケジュール管理
- ・2機体でのミッション設定から、開発期間中に実現不可能(質量問題、素子問題)となった場合に適切な対応

- ・統合した試験や本番と全く同じ条件での確認.

構造：

- ・パラシュート

一因として着地衝撃が考えられる

→より軟着陸を実現するための形状見直し(傘部分の形状、紐の長さ等)

- ・タイヤ

タイヤをウレタンフォームやNRスポンジを電熱線カッターで手作りで作るのは人間が作ることもあり、個体差やゆがみが起き、モーターや走行に悪影響を及ぼしたと考えられる。また、能代の環境ではスポンジ類では草や泥を乗り越えることはできなかった。

→TPU素材を用いて効果的な形状を3Dプリンタで作る。

回路：

- ・回路基板の発注が遅くなり全体の進行を遅らせた点
- ・構体班との連携が円滑に取れず9軸、溶断回路のケーブルの長さの変更等が多かった点

C&DH：

- ・機体との距離が近い状況でしか通信を行うことができなかった
→放出判定が終わった後の空中で通信を行うようにする
- ・瞬電したときのログが残るかどうかの確認を事前に行っていなかった
- ・SSH接続関係のアクシデントを想定できていなかった

第8.3章 今後の展望

Cansatの開発とARLISSでの2回投下を通して、宇宙開発にかかる技術を実践的に学ぶことができた。本団体は毎年、学部4年生が研究室配属後にCansatプロジェクトを行い、技術やマネジメント力を体得し以降の自身の宇宙に関する研究につなげていくような流れとなっており、来年度以降のプロジェクトへ今回得た知見や課題をつなげていく。