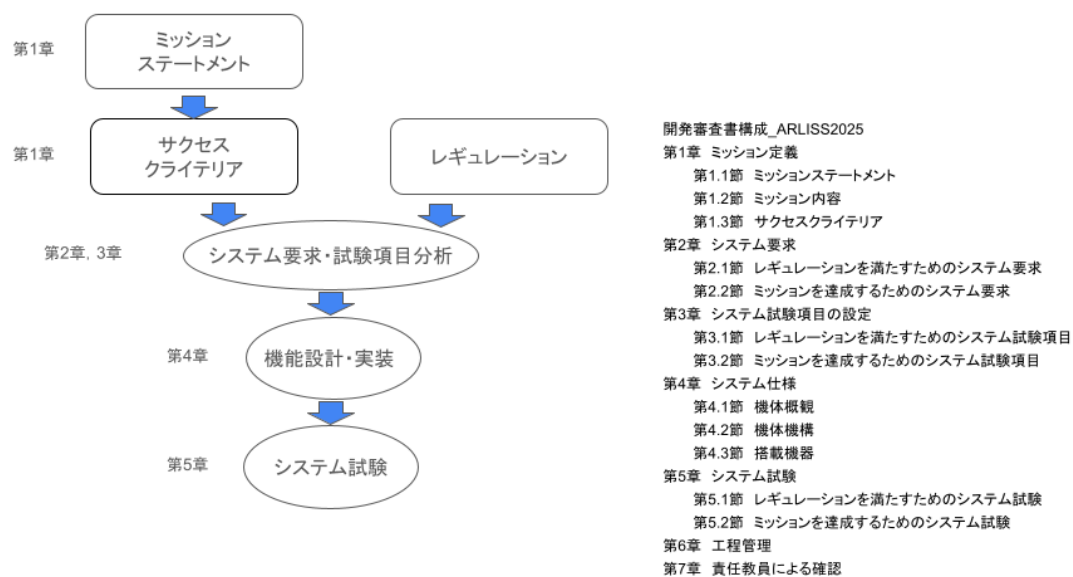


ARLISS2025 開発審査書

提出日：2025年11月21日



チーム情報

CanSat チーム名	東京大学 Avispa
CanSat チーム 代表者情報	西川諒 heukaleipdes2484@g.ecc.u-tokyo.ac.jp , 090-6670-2491
UNISEC 団体名	東京大学中須賀船瀬五十里研究室 Avispa
UNISEC 団体 学生代表	西川諒
責任教員	中須賀真一 nakasuka@space.t.u-tokyo.ac.jp , 03-5841-6590
CanSat クラス	Open Class

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	8
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	9
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	12
第4.3節 搭載機器	20
第4.4節 アルゴリズム	24
第5章 システム試験	27
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	27
第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験	39
第6章 工程管理	41
第7章 大会結果報告	43
第7.1節 目的	43
第7.2節 結果	43
第7.3節 考察	45
第8節 まとめ	46
第8.1節 工夫点・努力した点	46
第8.2節 課題点	47
第8.3節 今後の展望	47

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

長距離飛行後のピンポイント着陸

近年、宇宙開発は“打ち上げて捨てる”の時代から“帰還して再利用する”という新たなフェーズへと進化しつつある。SpaceXのFalcon 9やStarship、Blue OriginのNew Shepardなど、再使用型ロケットの実用化が進む中、注目されているのが、飛行経路の柔軟性と目標着地点の精密な制御技術である。これらは、地球外のミッションにおいても不可欠な要素であり、たとえば月面基地への定期輸送や火星からのサンプルリターンにおいても、着陸精度がその成否を大きく左右する。

私たちが目指す「長距離飛行後のピンポイント着陸」は、こうした宇宙開発の最前線を地球上で先取りする試みである。遠隔地からの自律飛行の末、狙ったポイントへのピンポイント着陸を実現することは、宇宙だけでなく地上応用においても多くの可能性を秘めている。

例えば、地球上では、以下のような用途が考えられる。

- 災害時における被災地への精密な物資投下
- 危険区域（火山、放射線汚染地帯など）からの試料回収
- 人が接近できない環境下でのターゲット着地・再回収
- 長距離配送における精密着陸を前提とした無人ドローンの最適化

これらのミッションでは、単に「飛ばせる」だけでなく、「飛ばした後に正確な場所へ戻せる／着地させられる」能力が極めて重要となる。

今回は、3～6kmほどの飛行の後、ピンポイント着陸を目指す。この挑戦が実現すれば、将来の宇宙開発に通じる現実的かつ有用な技術基盤の構築になると私たちは確信している。

第 1.2 節 ミッション内容

ミッションアイテムは以下の通りである。

1. 収納（準備段階）
2. キャリアから放出
3. パラシュート展開～着地
4. 展開・起立機構の展開
5. 離陸
6. GPS 誘導（近距離まで接近）
7. 画像誘導（精密誘導）
8. 着陸

図 1.2.1 にミッションアイテム図を示す。

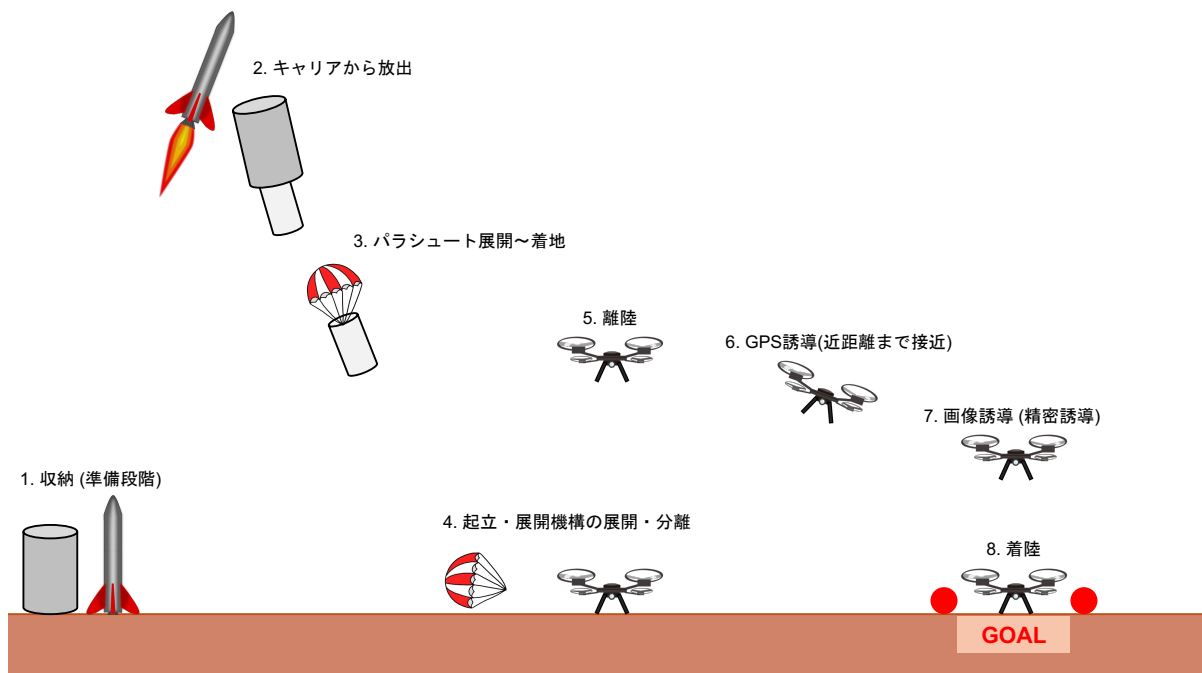


図 1.2.1 ミッションアイテム図

各シーケンスの詳細を以下に示す。

1. 収納（準備段階）
 1. センサのキャリブレーション（気圧センサ・IMU・コンパス）
 2. GPS の電源 ON（現在位置取得開始）
 3. ロジックの電源 ON
 4. 通信 OFF
 5. キャリアへ収納
 6. ロケットへ搭載
 7. 気圧センサから推算した高度、および光センサの値から収納判定
2. キャリアからの放出

1. 気圧センサから推算した高度、および光センサの値から放出判定
2. 地上局へログのダウンリンク開始
3. 放出シーケンス終了を地上局へ送信
3. パラシュート展開～着地
 1. パラシュートが風により展開
 2. 終端速度にて着地
 3. 気圧センサから高度および機体の静止を推定し、着地判定
 4. 着地シーケンス終了を地上局へ送信
4. 起立・展開機構の展開
 1. ロック機構の解除
 2. 起立・展開機構の展開、機体が直立、機体のアームが展開
 3. 起立・展開機構の展開終了を地上局へ送信
5. 離陸
 1. 機体の arm
 2. Take-off モードにて機体が離陸
 3. 高度 10m まで垂直上昇
 4. 安定した状態になるまでホバリング
 5. 離陸終了を地上局へ送信
6. GPS 誘導 (近距離まで接近)
 1. Offboard モードに切替
 2. Raspi から FC へ目標高度、目標速度、目標座標を一定頻度で送信
 3. ゴールから水平距離で半径 3m 以内の地点まで目標速度にて誘導飛行
 4. 目標座標から水平距離で半径 10m 以内に入ったら高度 3m まで降下を開始
 5. ゴールから水平距離で半径 3m 以内に入ったら GPS 誘導終了を地上局へ送信
7. 画像誘導 (精密誘導)
 1. カメラで赤色球体を認識
 2. 画像からゴール方向を推定
 3. Raspi から FC へ目標高度、目標速度、目標方向を一定頻度で送信
 4. ゴールから水平距離で半径 30cm 以内に入ったら、誘導を継続しつつ降下を開始
 5. ゴール付近に着陸
8. 着陸
 1. 機体の disarm
 2. 着陸終了を地上局へ送信

第 1.3 節 サクセスクライテリア

	サクセスクライテリア	評価方法
Minimum success	M1. (耐打ち上げ荷重・耐開傘衝撃) 着地前の時点でミッション継続が可能な機能を保持すること	目視で確認
	M2. (放出判定) 放出判定がなされ、放出後から GPS データがダウンリンクされること	ログで確認
	M3. (パラシュート減速) パラシュートにより減速し、終端速度が 4~6m/s におさまること	気圧センサのログで確認
	M4. (耐着地衝撃) 着地後もミッション継続が可能な機能を保持すること	目視で確認

	M5. (飛行前準備) 着地後、飛行可能な体勢になること	目視、加速度センサのログで確認
	M6. (起立機構の分離) 起立機構から完全に分離し、高度 10m に到達できること	目視、気圧センサのログで確認
	M7. (高度保持・航続飛行) 起立機構からの分離後、ゴール判定されるまで地面と接触しないこと	目視、測距センサ、気圧センサのログで確認
	M8. (GPS 誘導) GPS 誘導によりゴールから水平距離 10m 以内に到達すること	目視で確認
	M9. (ログ記録) ミッション継続中、緯度経度、高度、IMU、磁気、バッテリー電圧のデータのログが記録されていること	ログを確認
	M10. (ダウンリンク) 放出後から高度、緯度、経度が 30 分に 1 回以上の頻度で地上局にダウンリンクされること	地上局での受信情報を確認
	M11. (緯度・経度の正確性) 緯度経度の絶対誤差が 50m 以内となること	目視、ログの確認
Full success	F1. (ゴール検知) ゴール周辺のマーカを検知できること	ログを確認
	F2. (画像誘導 (水平)) 画像誘導によりゴール地点から水平方向に 0m の位置に誘導できること	目視、ログを確認
	F3. (0m ゴール) 画像誘導によりゴール地点から水平方向に 0m の位置に着陸し、0m ゴールを達成すること	目視、ログを確認
	F4. (ダウンリンク) 放出後から高度、緯度、経度が 3 分に 1 回以上の頻度で地上局にダウンリンクされること	地上局の受信ログ確認
Extra Success	E1. (0m ゴール連続成功) 2 回のミッションにおいて、連続で 0m ゴールを達成すること	目視で確認

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 は打上げ時に直径 146mm 以下、高さ 240mm 以下、重量 1050g 以下でなければならない。

R2	CanSat は直径 146mm、高さ 240mm のキャリアから自然と放出されなければならない。また、キャリア内に残留物があってはならない。
R3	CanSat は放出後、常に位置を特定できなければならない。最低でも 30 分に 1 回、3 分に 1 回、緯度経度の絶対誤差が 50m 以内のデータがダウンリンクされることが望ましい。
R4	CanSat の降下時の終端速度は 4~6m/s におさまらなければならない。
R5	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。
R6	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。
R7	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。
R8	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。
R9	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。
R10	CanSat はパラシュート降下中、一切制御されてはいけない。
R11	リチウムイオンやリチウムポリマーバッテリーを搭載する際は液漏れなどの対策を十分にし、安全に配慮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 (ARLISS 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	CanSat と地上局との通信に人間の介入があってはならない。
CR3	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。

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

番号	ミッションを達成するためのシステム要求
M1	CanSat は着陸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。
M2	着陸後、CanSat が離陸可能な体勢にならなければならない。
M3	起立機構から CanSat が離陸して高度 10m まで達さなければならない。
M4	CanSat が 3 秒間、もとの位置を中心とする半径 1m の球内におさまるようにホバリングできなければならない。
M5	GPS 誘導によりゴールから水平距離 10m 以内まで CanSat が誘導されなければならない。
M6	ゴール周辺に設置された赤い球体の画像認識により検知して CanSat をゴール水平距離 0m までに誘導しなければならない。
M7	CanSat をゴールへ誘導する際に徐々に高度を下げ、ゴール地点に正確に着陸できなければならない。
M8	CanSat はゴールまで到達できるだけの航続飛行能力を持たねばならない。
M9	放出後、CanSat は定期的に地上局に緯度、経度の情報を送り、地上局側で受信できなければならない。

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

番号	検証項目名	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 29 日
RV2	機体の収納試験	R1	7 月 29 日
RV3	キャリアからの投下試験	R2	7 月 9 日
RV4	GPS データダウンリンク試験	R3	8 月 5 日
RV5	無線通信距離確認試験	R3	7 月 31 日
RV6	パラシュート降下試験	R4	7 月 9 日
RV7	準静的荷重試験	R5	8 月 5 日

RV8	振動試験	R5	7月25日
RV9	開傘・分離衝撃試験	R5	7月25日
RV10	無線機送波停止・接続試験	R6	7月31日
RV11	周波数変更試験	R7	7月31日
RV12	End-to-End 試験	R5, R8, R10	NYD
RV13	安全確認	R9, R11	7月31日

番号	検証項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
RV12	End-to-End 試験	CR1, CR2	7月30日 NYD
CRV1	制御レポート作成試験	CR3	8月5日

番号	検証項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
FRV1	FAA 機体申請書	UR1	7月31日
FRV2	高度制御試験	UR2	8月5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

番号	検証項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
MV1	耐着地衝撃試験	M1	8月8日
MV2	起立試験	M2	7月9日
MV3	展開・起立機構からの離陸試験	M3	7月9日
MV4	ホバリング試験	M4	7月9日
MV5	GPS 航法飛行試験	M5	7月9日
MV6	カメラ誘導試験	M6	8月10日
MV7	着陸試験	M7	8月10日
MV8	航続飛行距離確認試験	M8	8月5日

第4章 システム仕様

第4.1節 機体外観

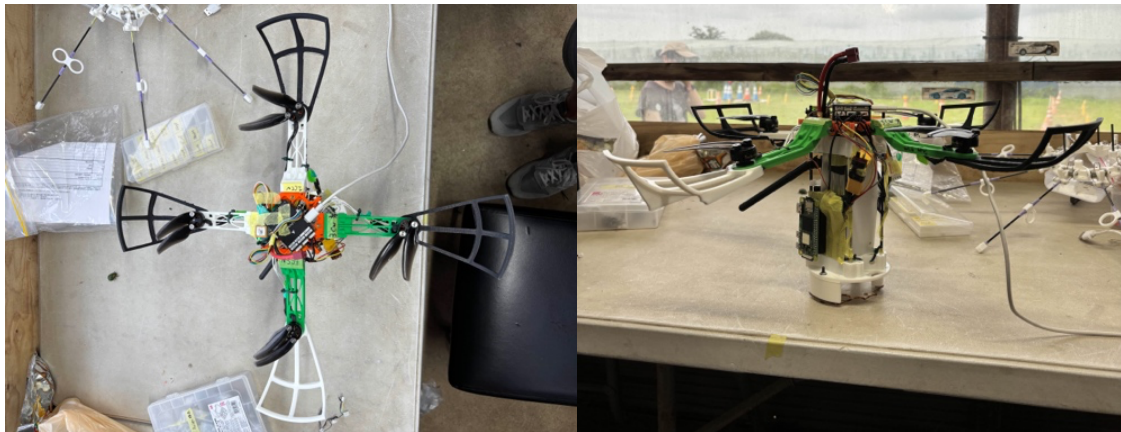
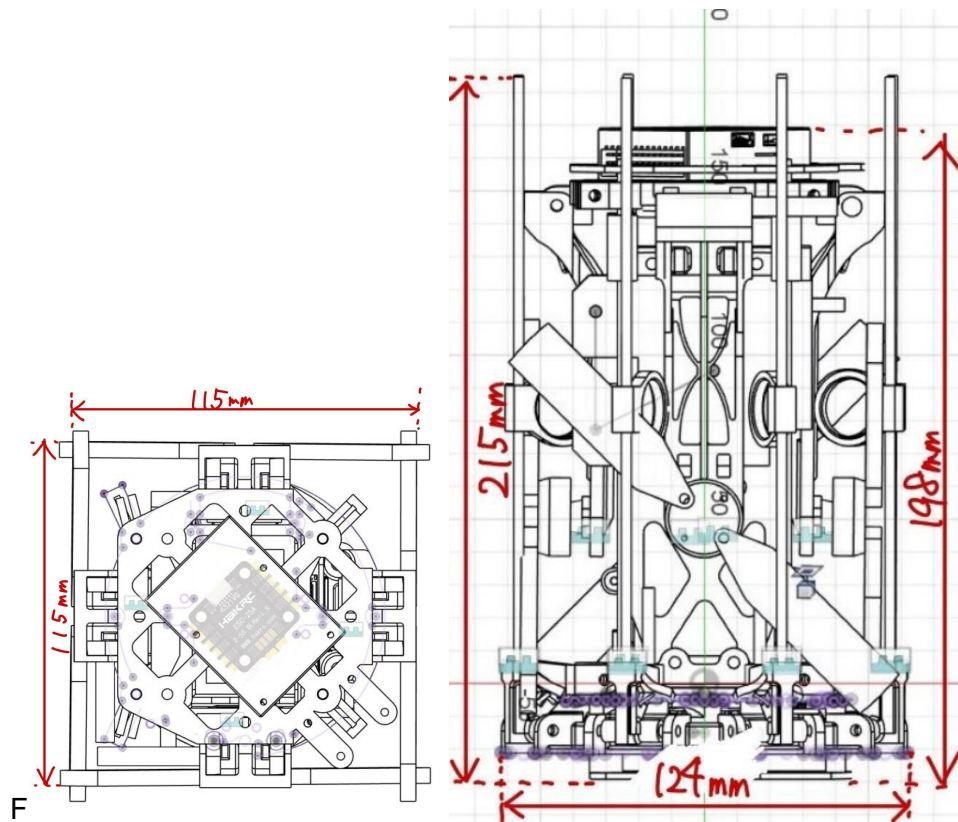


図 4.1.1 機体実物の上面と正面(ただし、CADの機体と異なるバージョンである)



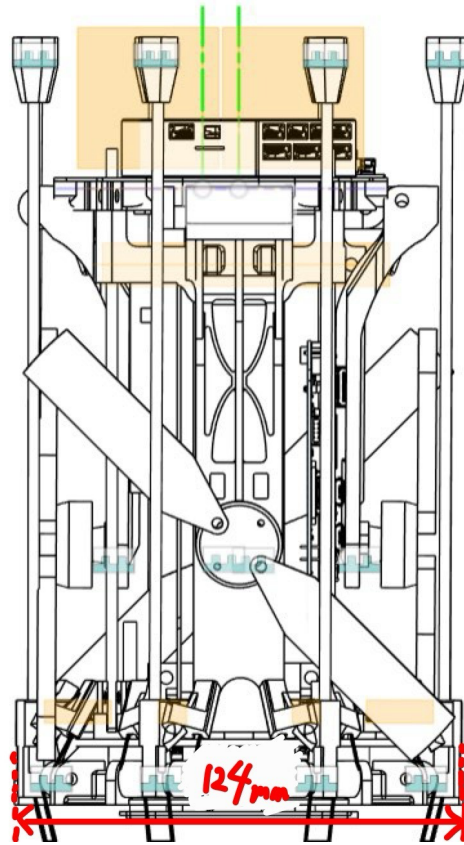
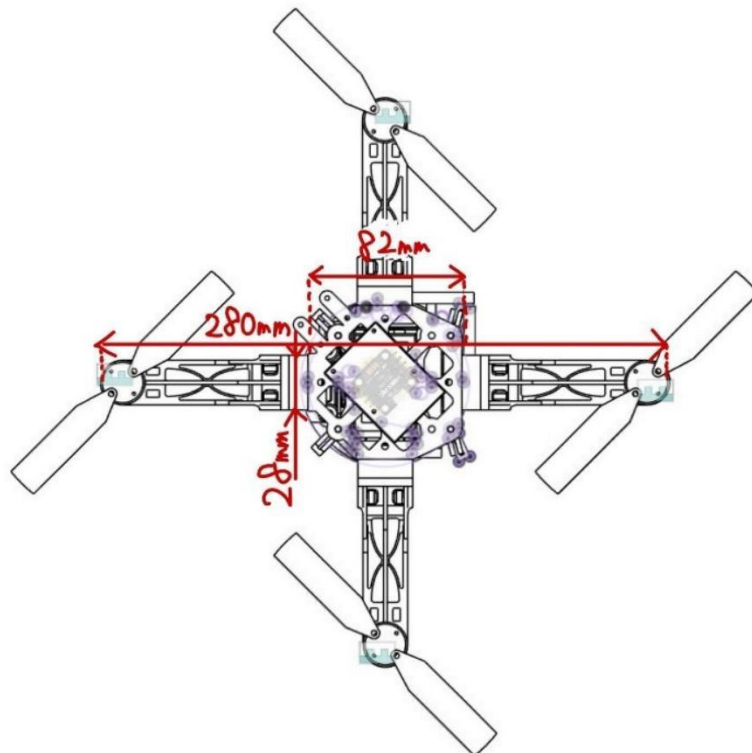


图 4.1.2 格納狀態



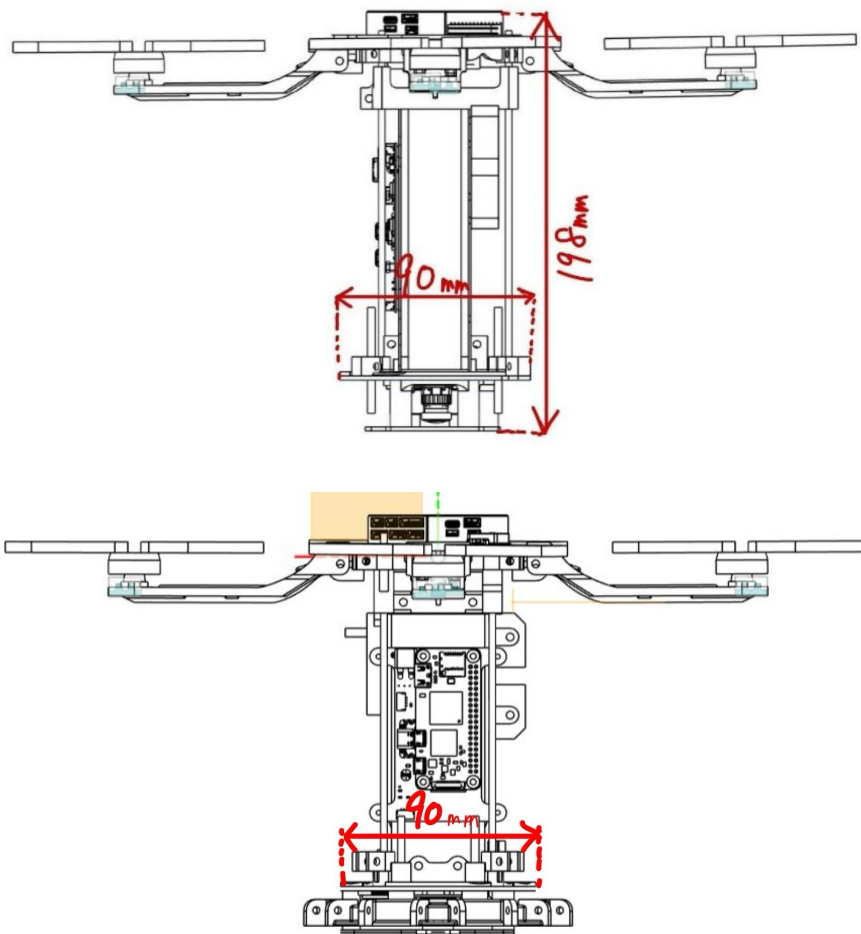


図 4.1.2 展開(飛行)状態

表 4.1.1 重量表

	機体本体(飛行時)	機体全体(収納時) (パラシュート・展開機構込)
直径 [mm]	293	124
高さ [mm]	198	215
質量 [g]	800	1050

第 4.2 節 機体機構

第 4.2.1 項 機体本体

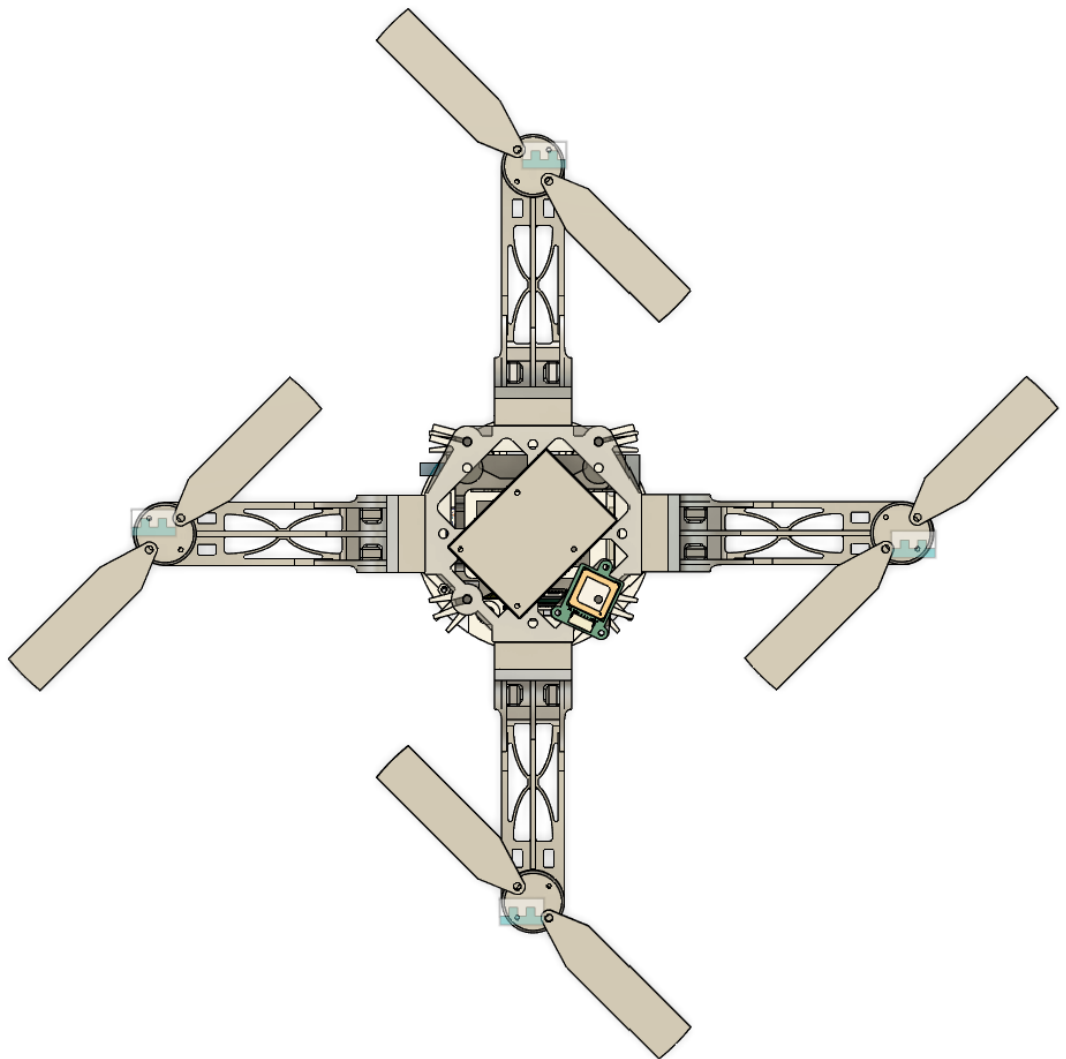
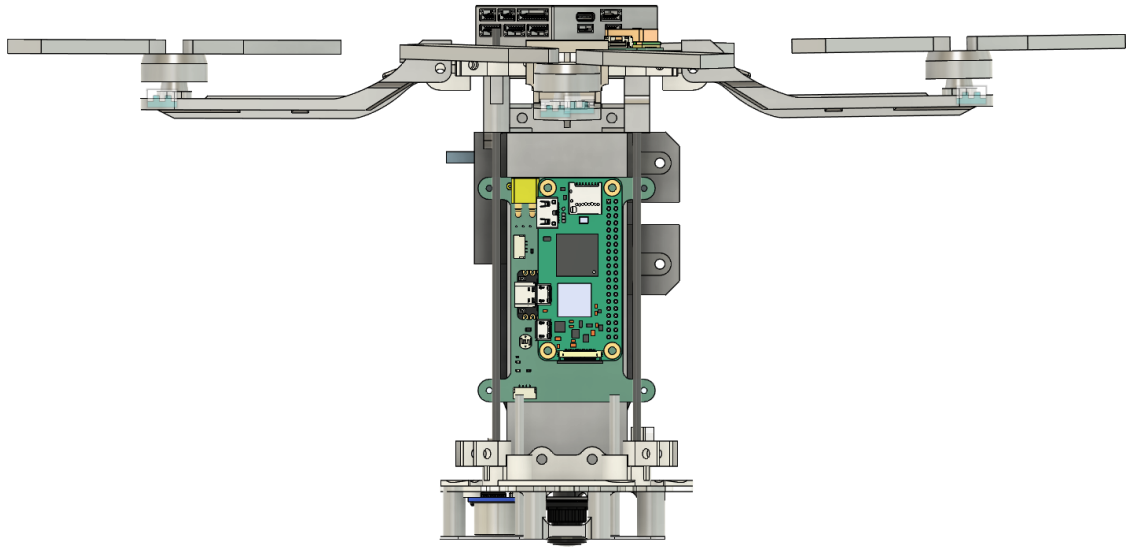
● 概要

機体としてクアッドコプターを採用した。機体全体は柔軟な形状加工に適した PLA と TPU による 3D プリントを採用。ただし、天板や機体下部のセンサホルダは剛性確保の観点からポリカーボネート板を使用している。また、軽量化のために支柱にはカーボンロッドを使用している。カーボンロッドと天板の接続にはカラーを採用している。

本機体はゴール付近において発熱したラズパイにプロペラの風を当てて冷やせるように、機体の横に基板を取り付けている。

また、本機体最大の特徴と言えるのはバイオメタルを用いたロック機構による展開方式である。テグス溶断による方法が一般的であるが、人の手加わることにより再現性が落ちることを回避するべく、ロック機構によりテグスの固定を解除し機体が展開する機構を採用した。

- 構造・配置
 - i. 全体構成



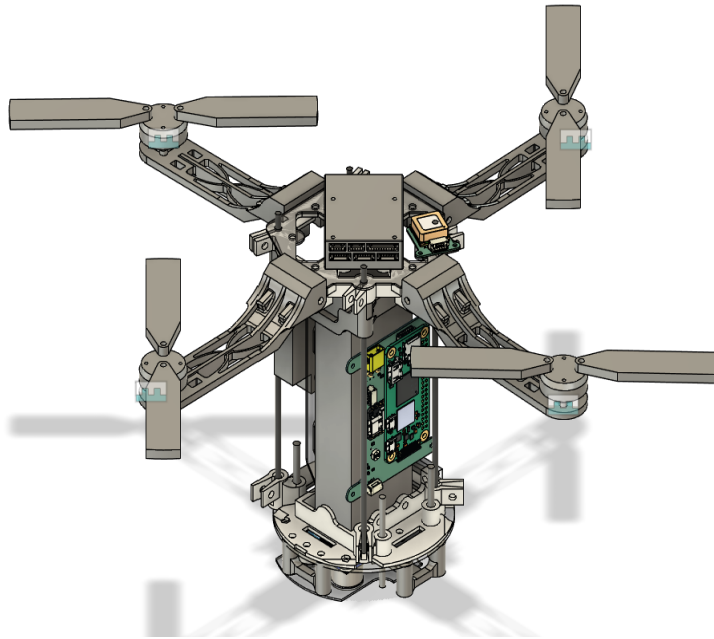


図 4.2.1.1 全体

ii. 天板

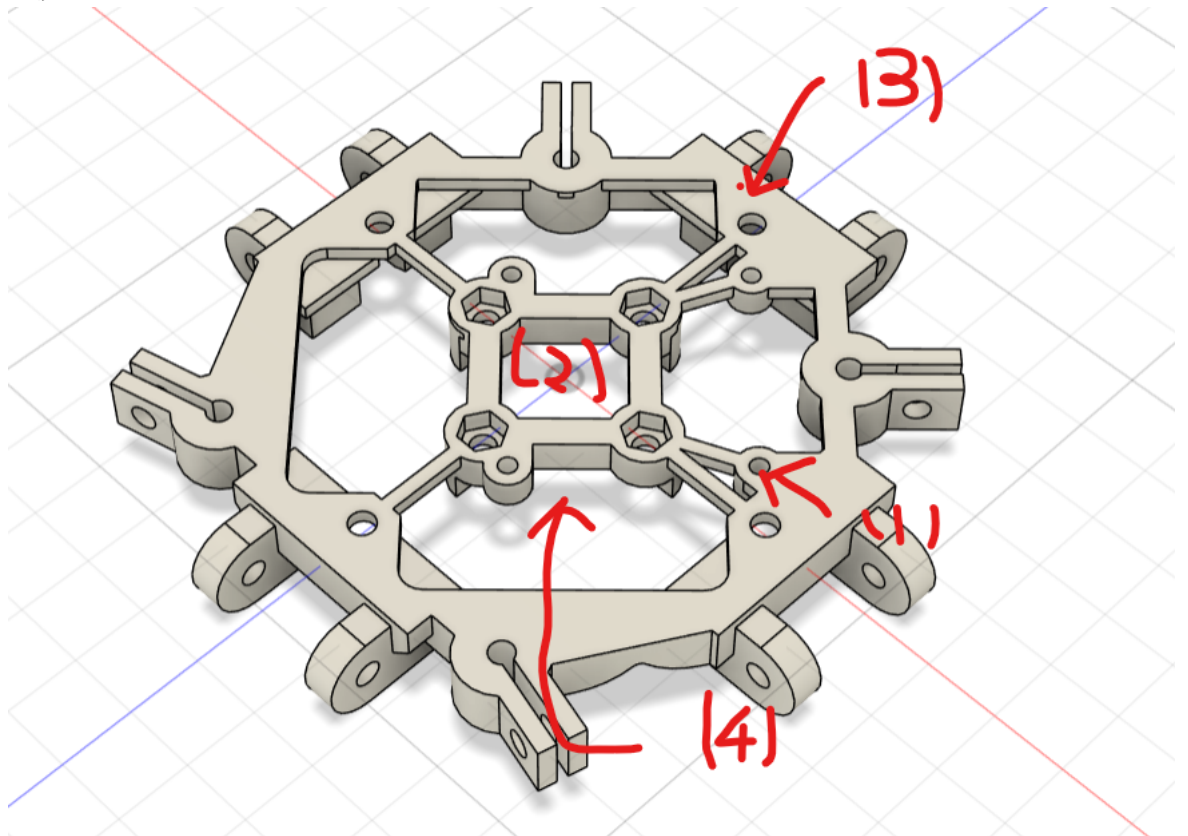


図 4.2.1.2 天板

表 4.2.1.1 天板構成

Pixhawk (1)	ドローン用のフライトコントローラーで、飛行の制御を行っている。Pixhawk の正面とドローンの正面を一致させ、固定する。固定位置は天板に上つけ。
-------------	---

振動吸収機構 (2)	フライトコントローラーと天板の間に振動吸収素材を入れることで振動を抑え、飛行を安定させる。
GPS (3)	フライトコントローラーからの配線が短くなるように、フライトコントローラーの左側に配置
4in1 (4)	4in1 は天板の裏に固定する。

iii. アーム

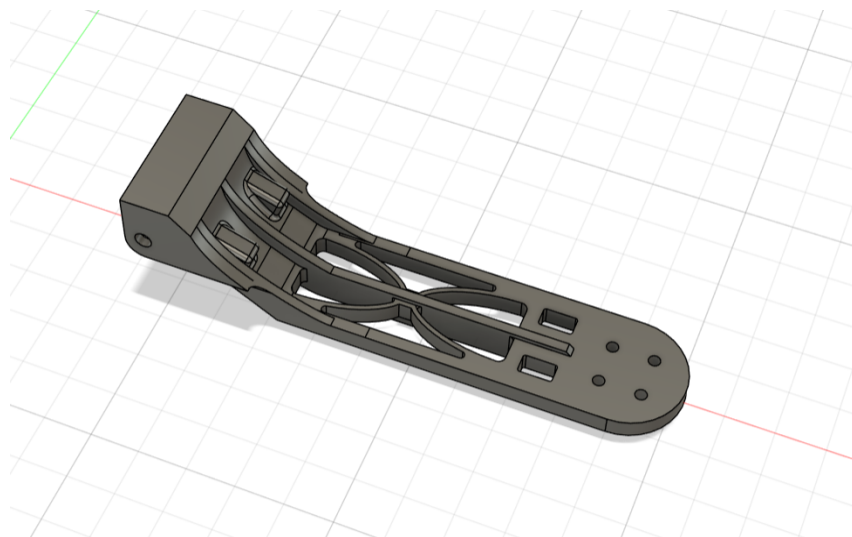


図 4.2.1.3 アーム

iv. 支柱

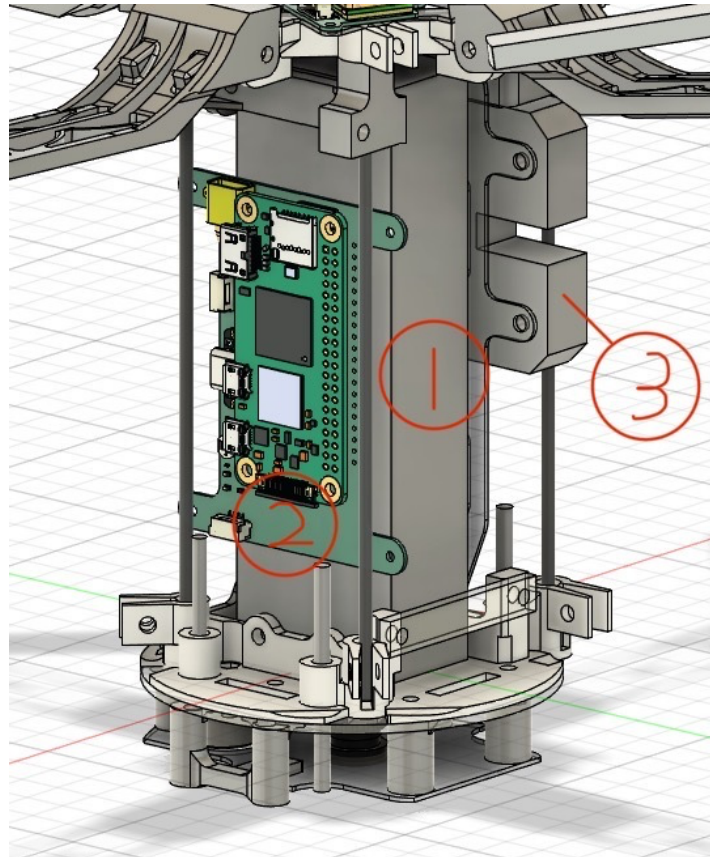


図 4.2.1.4 支柱

表 4.2.1.2 支柱構成

LiPo バッテリー (1)	ポリカ板の間に緩衝材と共に圧入気味に挿入し挟み込む
基板 (2)	側面に基板をねじ止めする。高さ方向の寸法削減に加え、プロペラより下方向にあることによる空冷効果を狙う。
ロック機構 (3)	電子ラッチロックを基盤と逆側の側面にねじ止めする。重量的には展開機構側に置いていった方がいいのは明白だが、設計コストが大きいため、とりあえず動くものとしてここに配置。

v. 底板・センサーホルダー

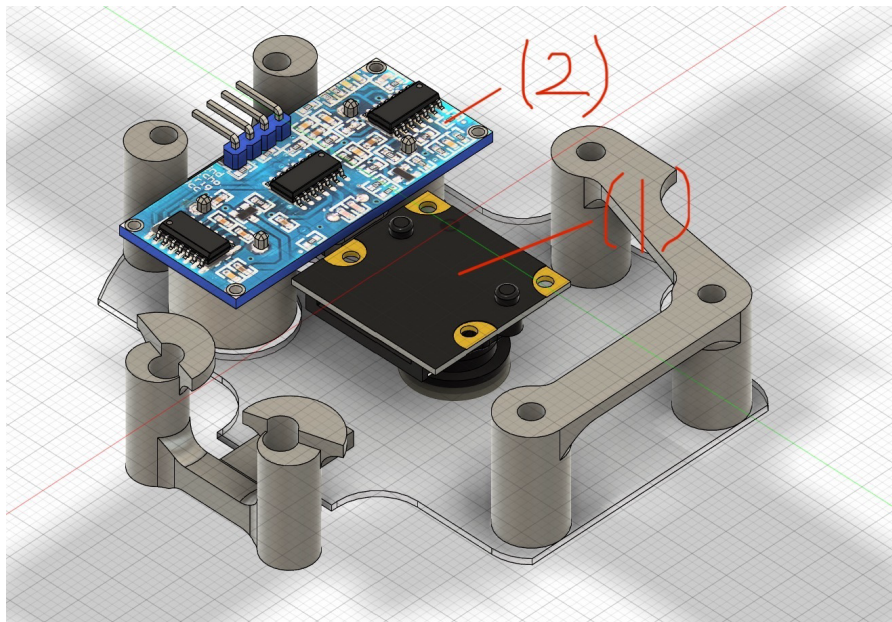
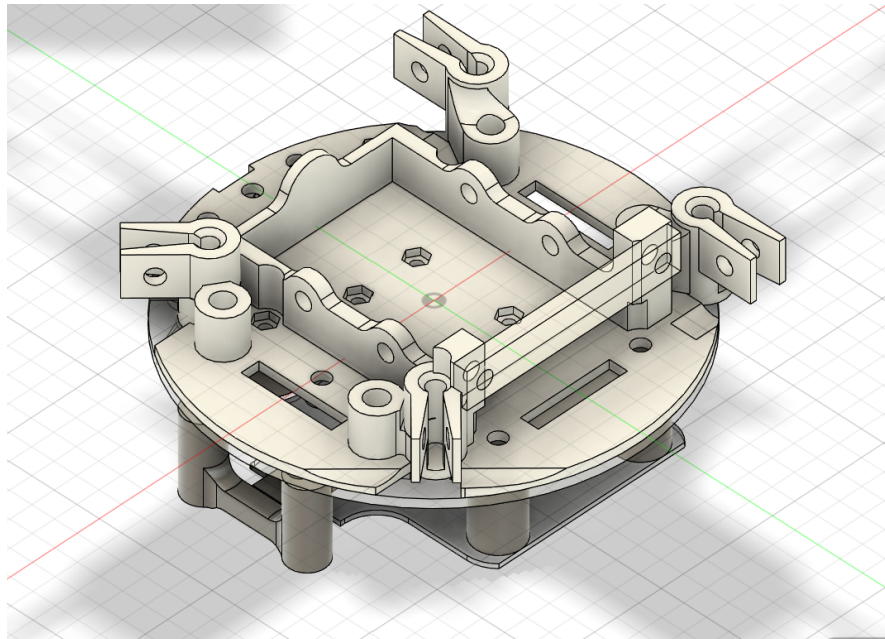


図 4.2.1.5 底板

表 4.2.1.3 底板構成

広角カメラ (1)	ポリカ板越しに画像を得る
測距センサ (2)	ポリカ板に穴を開け、対地高度を測る

第 4.2.2 項 起立・展開機構

- 概要

8本の脚をダブルトーションバネで展開することで立ち上がる。

機体との接続は直径 3mm のカーボン棒を機体底部に差し込むことで立ち上がり時のトルクを伝える。

- 構造

円環型の土台に 8本の脚がつながる。

カーボン棒は現状圧入で組み立てる。

脚の根本には爪を設け、開傘衝撃で機体本体が慣性力で抜け落ちるのを防ぐ。
土台の上下面にポリカ板を用いることで、強度を落とすことなく軽量化を目指す。

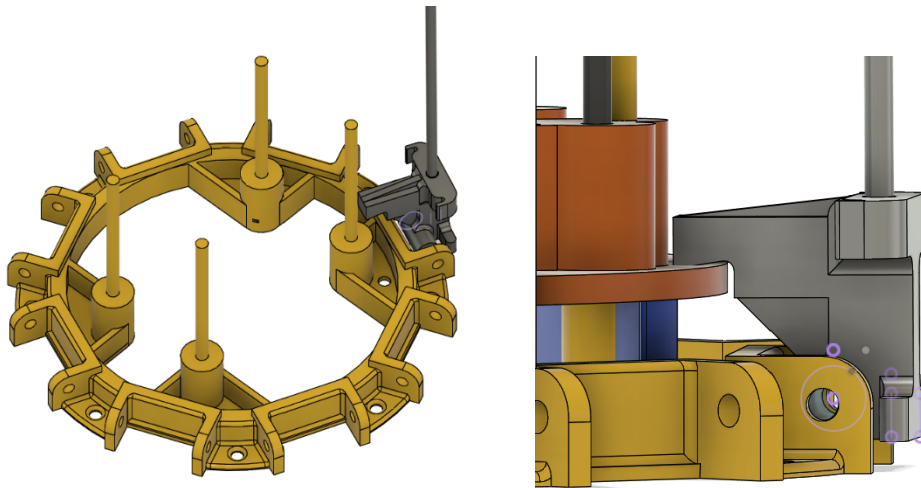


図 4.2.2.1 展開機構

- ラッチロック
 - 仕組みとして、電気を流すことにより収縮する性質をもった金属線を用いて、電氣的にロックを解除することのできるパーツである。

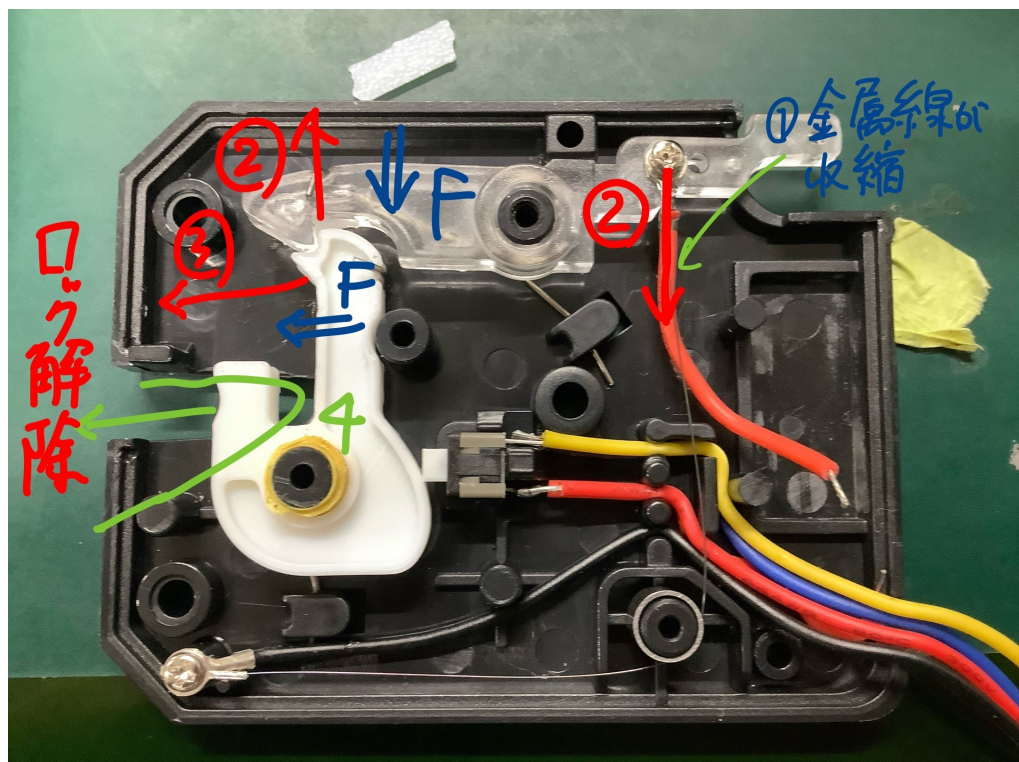


図 4.2.2.2 ラッチロックの仕組み

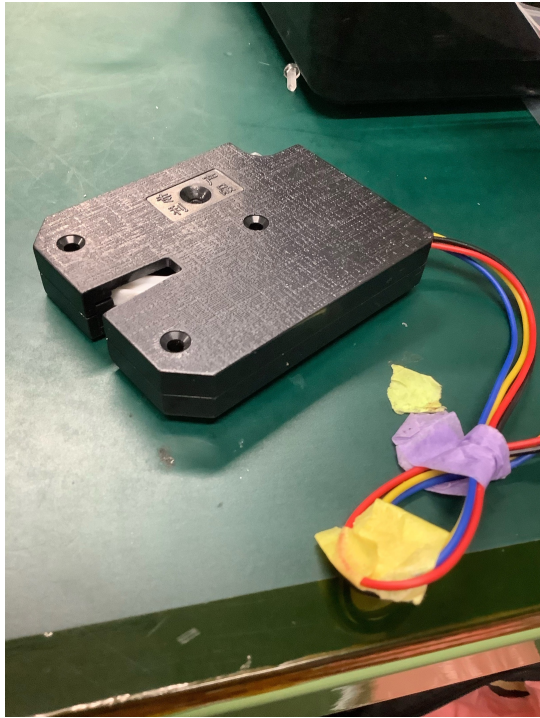


図 4.2.2.3 ラッチロックの外観

- 写真に示すように、ばねによって蓄えられたエネルギーを、電気による金属線の収縮によって解放することでロックを解除する仕組みとなっている。
- 動作の流れとしては
 - 1. 金属線が収縮する
 - 2. 金属線につながったプラスチックパーツが軸を中央に回転する。
 - 3. 2 で回転したプラスチックと接したロックパーツが、連動して③の方向にばねによって動作する。
 - 4. 3 のロックパーツの回転により、ロック部分に巻いた糸がはずれる。立ち上がり展開機構の脚をたたんだ状態で帯状の布で機体を巻きつけ、布の端につけた糸をロック部に固定しておく。
 以上の原理により電気を流すことで機体が立ち上がる仕組みである。

第 4.2.3 項 パラシュート

● 概要

機体本体下部に折りたたんで収納し、ロケットから放出されると同時に展開する。終端速度を 5m/s で設計し、機体本体に加わる着地衝撃を和らげる。



図 4.2.3.1 パラシュートの写真

- 構造
 - 工夫点
 - 安定して落下するように、頂点に穴をあけた。
 - 横風の影響を減らすために、横にも穴をあけた。

第 4.2.4 項 システム図・搭載機器一覧

- システム図

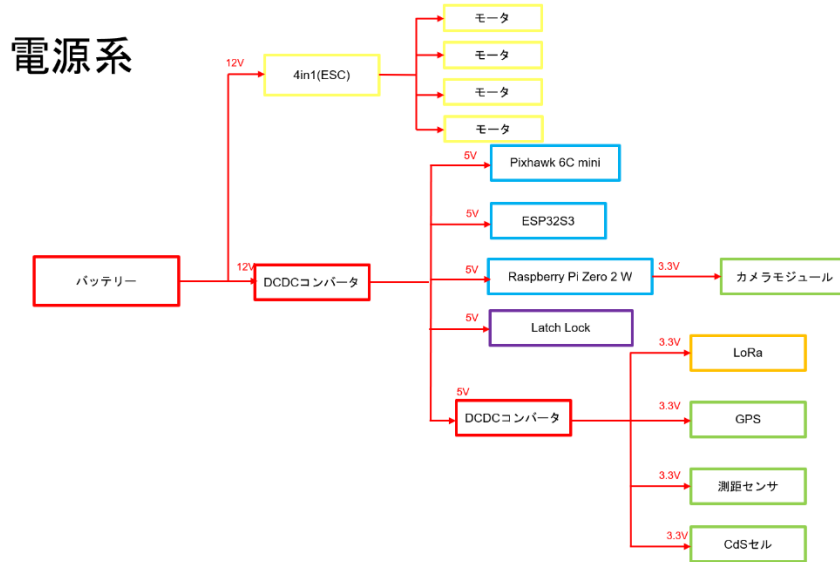


図 4.2.4.1 電源系のシステム図

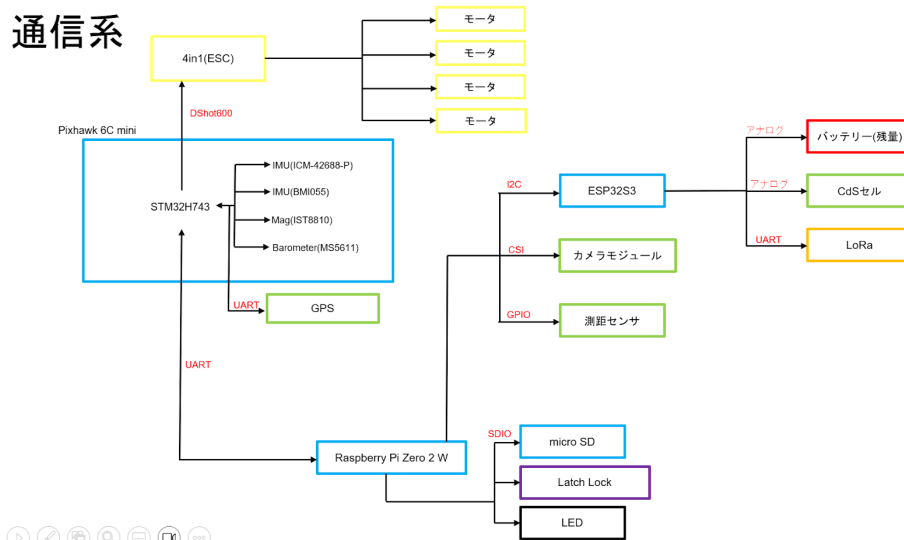


図 4.2.4.2 通信系のシステム図

第 4.3 節 搭載機器

第 4.3.1 項 搭載機器

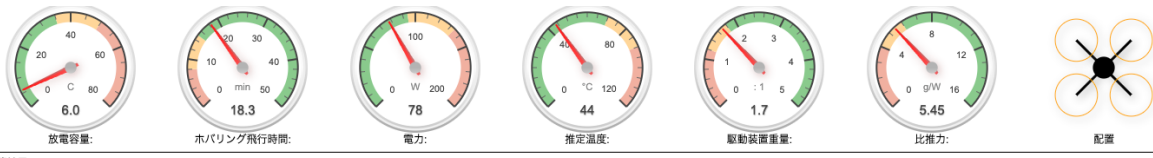
搭載計器	型番 (商品リンク)	購入元	備考
メインコンピューター	Raspberry Pi Zero 2 W	Digikey	
サブマイコン	XIAO ESP32S3	秋月電子商業	センサ接続用

FC	Pixhawk 6C mini Model A	Holybro	
FC Firmware	PX4	-	-
SD Card	32GB SDCard	DAISO	
GPS	SAM-M10Q-00B	Digikey	
カメラ	RPI Camera (M)	waveshare	視野角 200° の 広角カメラ
測距センサ	HC-SR04	秋月電子商業	
CdS セル	GL5528	秋月電子商業	
LoRa	TLM922S-P01A	秋月電子商業	
LoRa アンテナ	2111400100	Digikey	
ロック機構	電気ラッチロック	Amazon	テグス溶断の代替
モータ	BrotherHobby F2004	BrotherHobby	
プロペラ	6030F	BrotherHobby	モータ付属品。 折プロペラ。
4in1	BLS 25A 4IN1 ESC	AliExpress	
LiPo バッテリー	Zeee 3S Lipo Battery 5200mAh 50C 11.1V	Zeee	
降圧コンバータ (3.3/5V)	MYLSM00502ERPL	Digikey	
降圧コンバータ (3.3V)	MYRGP330060W21RC	Digikey	

第 4.3.2 項 搭載機器

バッテリー容量と飛行距離

過去の大会結果を鑑みて航続距離 6km をミッション達成に必要な飛行距離とした。バッテリーには 5200mAh のものを採用した。機体本体の重量は 750g を目指しており、設計した機体の条件および大会場所の条件のもと、750g の場合の航続可能距離を [eCalc](#) により計算したところ、下写真のような結果が得られた。航続距離は 6207m であり、ミッション達成に十分であると考えられる。



計算結果:

バッテリー	放電容量: 5.97 C 電圧: 10.80 V 定格電圧: 11.10 V エネルギー: 57.72 Wh 合計容量: 5200 mAh 使用される容量: 4420 mAh 最小飛行時間: 8.5 min 混合飛行時間: 14.3 min ホバリング飛行時間: 18.3 min 重量: 343 g 12.1 oz	モーター @ 最大効率	電流: 4.00 A 電圧: 10.91 V 回転数: 18714 rpm 電力: 43.6 W 発生推力: 35.6 W 変換効率: 81.5 %	モーター @ 最大出力	電流: 7.27 A 電圧: 10.73 V 回転数: 16735 rpm 電力: 78.0 W 発生推力: 60.9 W 電源重量: 419.8 W/kg 190.4 W/lb 変換効率: 78.2 % 推定温度: 44 °C 111 °F	モーター @ ホバリング	電流: 3.12 A 電圧: 10.93 V 回転数: 11351 rpm 推力(対数): 54 % 推力(linear): 66 % 電力: 34.1 W 発生推力: 26.6 W 電源重量: 186.5 W/kg 84.6 W/lb 変換効率: 78.0 % 推定温度: 36 °C 97 °F	全駆動装置	駆動装置重量: 528 g 駆動装置重量: 18.6 oz 電流 @ ホバリング: 12.48 A 消費電力 @ ホバリング: 138.6 W 発生推力 @ ホバリング: 106.5 W 変換効率 @ ホバリング: 76.9 % 電流 @ 最大: 29.07 A 消費電力 @ 最大: 322.7 W 発生推力 @ 最大: 243.7 W 変換効率 @ 最大: 75.5 %	マルチヘリコプター	全備重量: 743 g 26.2 oz 追加のペイロード: 358 g 12.6 oz 最大チルト: 48 ° 最高速度: 64 km/h 39.8 mph 推定範囲: 6207 m 3.86 mi 上昇の最大速度: 6.5 m/s 1280 ft/min 総ディスク領域: 7.30 dm² 113.15 in² ローターの失敗: ✖
--------------	--	--------------------	---	--------------------	--	---------------------	--	--------------	--	------------------	--

シェアする 計算結果を追加 >> .csvダウンロード(0) << 削除

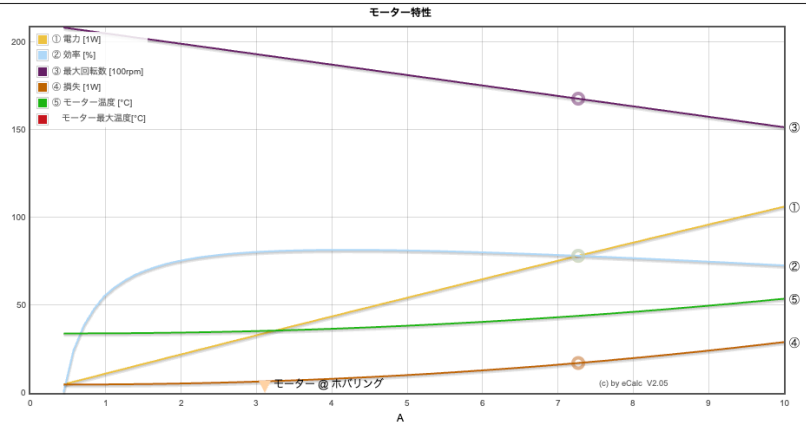
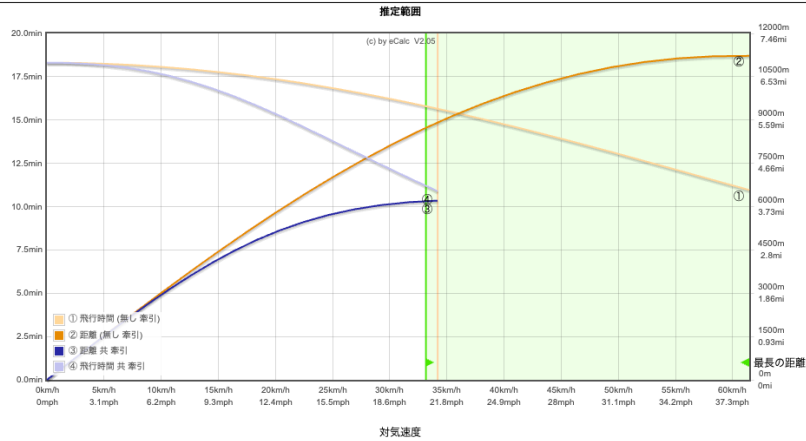


図 4. 3. 2. 1 eCalcによる航続距離の推定結果

第 4. 3. 3 項 プリント基板

回路図を以下に示す。(8/1 現在。なお、LoRa に関してはセンサを変更したため、現在の回路とは大きく異なる。)

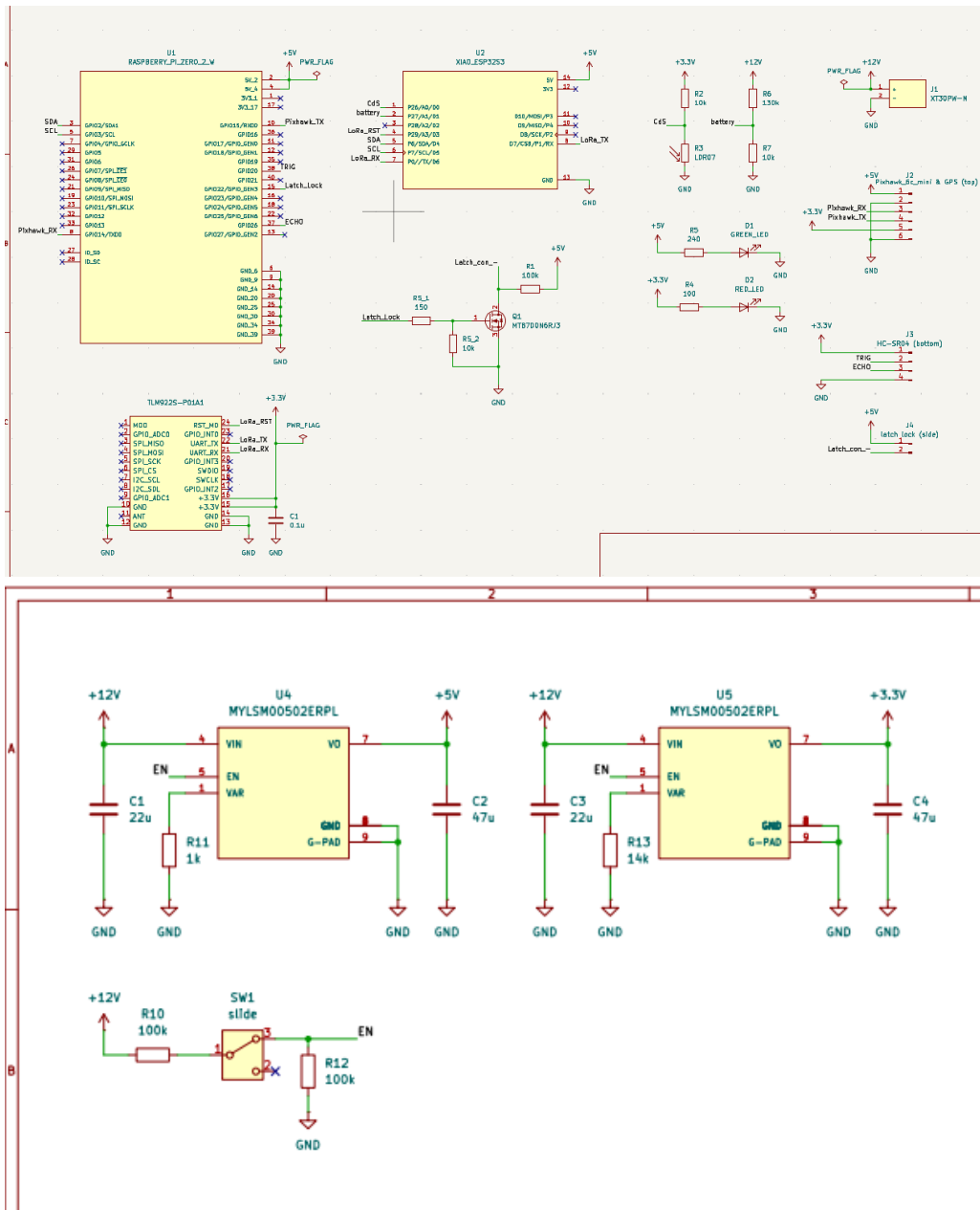


図 4.3.3.1 回路図

PCB

PCB プリント基板を次の図 4.2.2 に示す。大きさを 40×80mm で設計している。

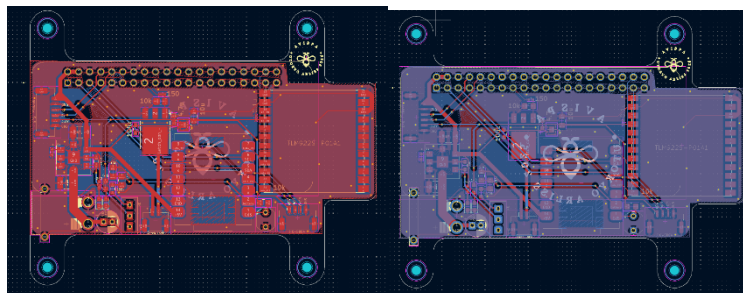
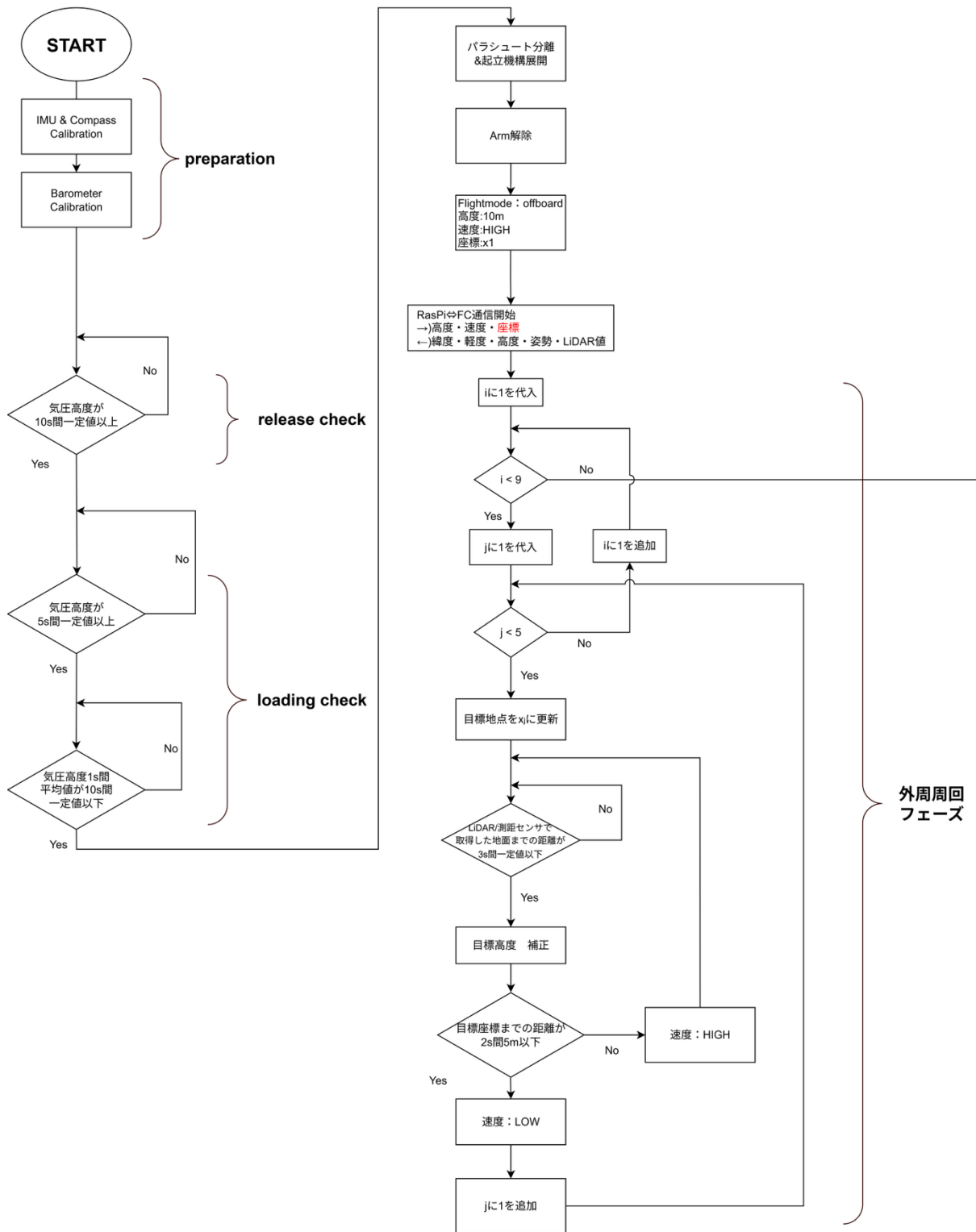


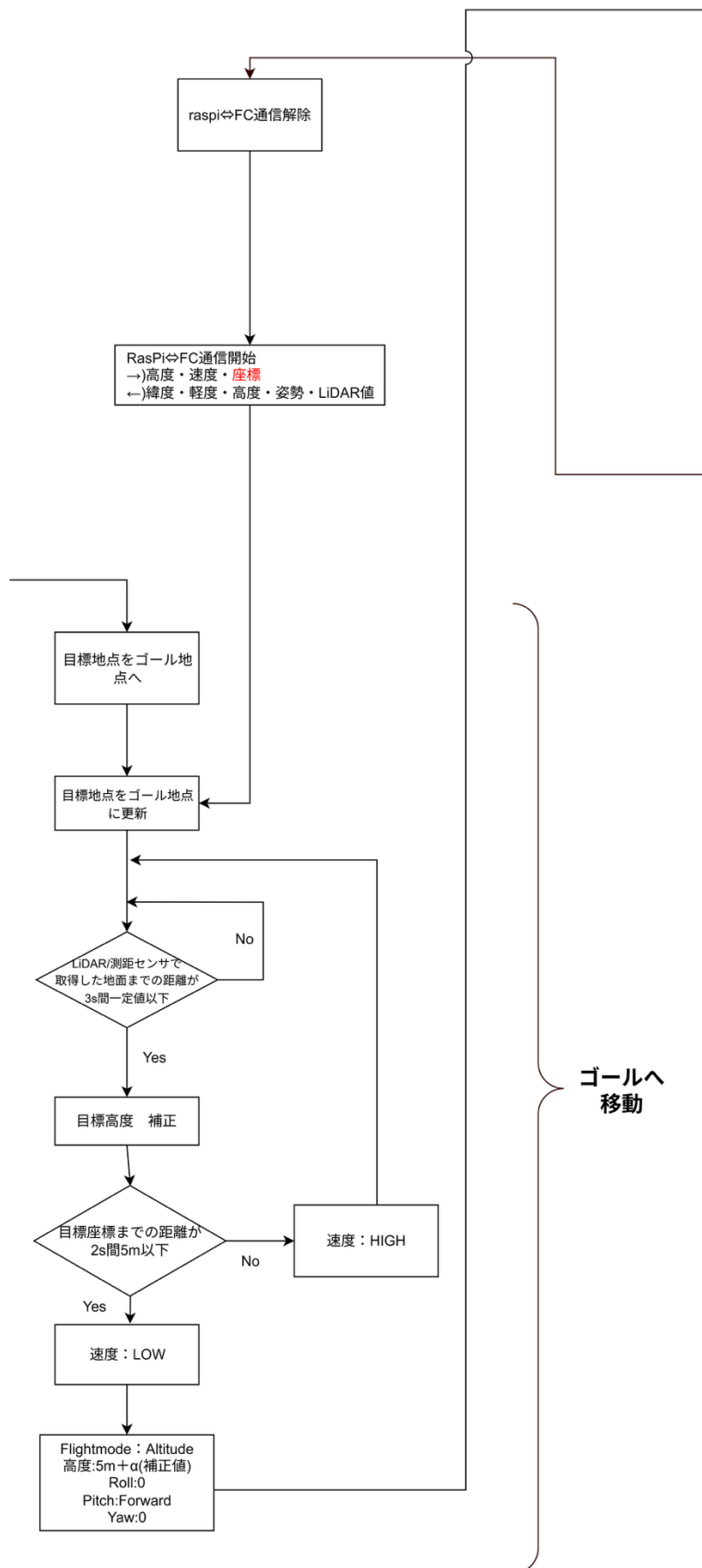
図 4.3.3.2 基板

第 4.4 節 アルゴリズム

フローチャートを以下に示す。以下のように、「準備段階」、「収納判定」、「放出判定」、

「着地判定」、「GPS 誘導」、「カメラ誘導」の6つのフェーズに分けてコードを書いている。





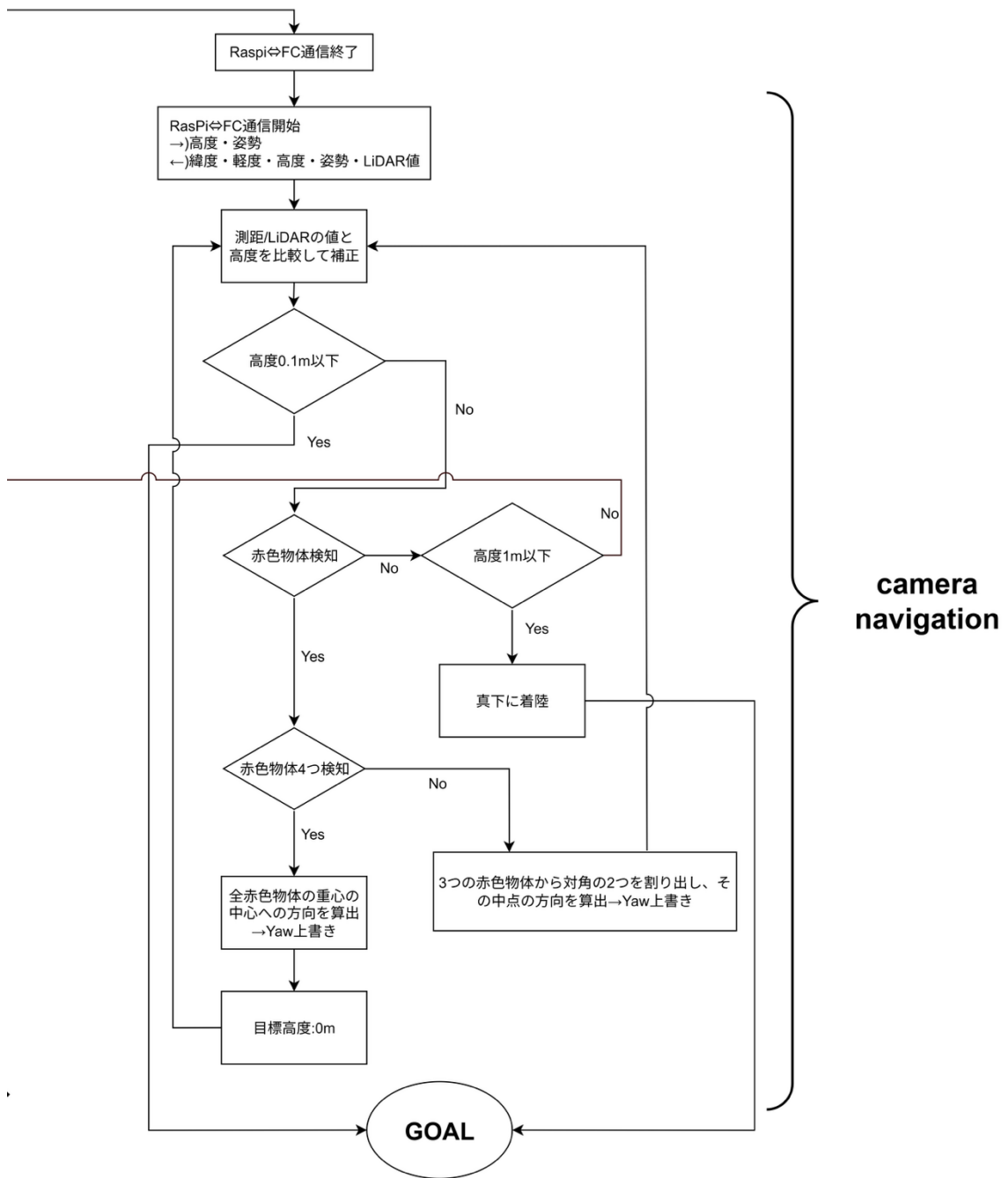


図 4.4.1 フローチャート

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、重量に関するレギュレーション(1050g 以下)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質量計で計測した。
- 試験結果
 - 下図の通り、1049.2g 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
 - CanSat 本体とパラシュートの合計質量はレギュレーションを満たす。ただし、ゆとりが 0.8g しかなく、修理や改良をする際にレギュレーション重量を超える可能性がある。そのため、さらなる軽量化が必要である。軽量化のための具体的な案として、金属ねじからプラスチックねじへの変更、3D プリント部品からより密度は同程度だが強度が高いポリカ板への置き換え、肉抜き加工などを考えている。軽量化の際には強度不足にならないように注意し、変更後も各種試験を行う。

RV2 機体の収納試験

- 目的
 - ☐ CanSat がキャリア格納時に、寸法に関するレギュレーション(直径 146mm、高さ 240mm)を満たすことを確認する。
- 試験内容
 - ☐ レギュレーションに沿ったキャリア(直径 146mm、高さ 240mm の円筒)を 3D プリンターで印刷する。そのキャリアを用いて実際に収納できるかを確認する。
- 試験結果
 - ☐ パラシュート含めてキャリアに収めることに成功した。以下の youtube のキャリアからの放出試験の動画を参照されたい。
 - ☐ <https://www.youtube.com/shorts/xbuw8jfXCdM>
 - ☐ キャリアのサイズは図 5.1.2 のとおり、レギュレーションに沿っている。

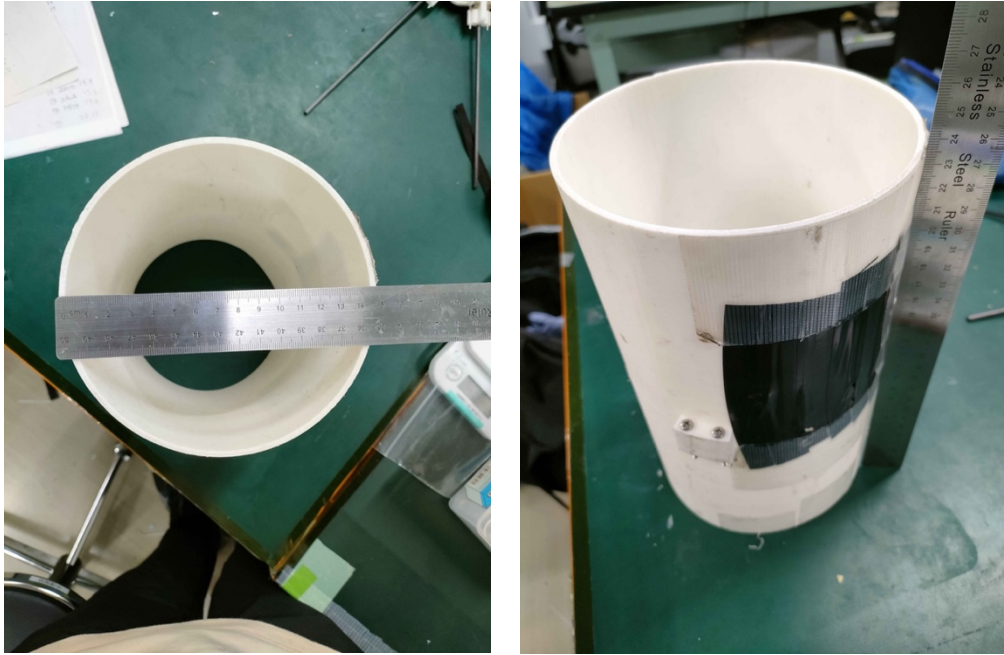


図 5.1.2 キャリアのサイズ

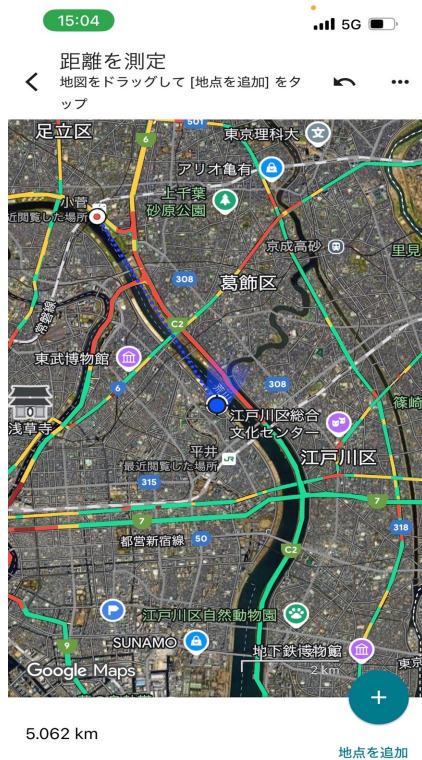
- 結論
 - ☑ 直径方向については自重で落ちることができるだけの余裕があり問題がないであろう。高さ方向については、パラシュートを幾許か力で押し込んで収納することができた。展開脚用のカーボン棒の長さが数センチ余分に長いため、短くすることさらに余裕を持たせて収納できると考えられる。

RV3 キャリアからの投下試験

- 目的
 - ☑ CanSat がキャリアから自重で放出されることを確認する。
- 試験内容
 - ☑ レギュレーションを満たすキャリア(直径 146mm、高さ 240mm の円筒)を 3D プリンターで印刷した。そのキャリアに CanSat を格納した状態で、そのキャリアの開口部を重力方向にむけて CanSat がキャリアから放出されるかを確認した。また、機体に結びつけられているテグスを持ち、空中で筒を支えている手を離す試験を行い、筒が自重で落下することを確認した。
- 試験結果
 - ☑ 次の動画の通りである。
 - ☑ <https://youtube.com/shorts/sP1kkJYlCeI>
 - ☑ <https://youtube.com/shorts/xbuw8jfXCdM>
- 結論
 - ☑ キャリアから CanSat が自重で放出されることが確認できた。
 - ☑ 本番で使用する筒の質量、材質にも依存するため、より余裕を持たせた設計(機体の半径方向の小型化)を今後進めていく。そうすることで、筒の表面の材質(粗さ、摩擦など)にも対応できると考えている。

RV4 GPS データダウンリンク試験

- 目的
 - ☑ CanSat が自身の緯度・経度・高度を 3 分に 1 回以上の頻度で地上局にダウンリンクし、地上局が CanSat の緯度・経度・高度を受信できることを確認する。また、その GPS データの緯度経度の絶対誤差が 50m 以内であることを確認する。



送信地点、受信地点を示した図。送信地点が上の小菅駅付近の河川敷、受信地点が、下の青い点である。

```

> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 39353836 -120 -8.50
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 39323334 -111 -3.50
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 35353032 -109 -5.75
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 32363230 -123 -12.00
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 35373735 -120 -7.50
> p2o
>> Unknown command!
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 36373031 -115 -8.75
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_err
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 35323737 -119 -9.50
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 33303937 -121 -11.75
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 32373332 -123 -8.50
> p2p rx 9
>> 0k
>> radio_err_timeout
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 38383337 -116 -7.75

```

受信側のスクリーンショット。radio_rx の後に、受信したメッセージ、RSSI、SNR が順に表示されている。



送信地点から受信地点の方向を向いて撮った写真。

- 結論
 - ☑ 本番の砂漠環境と比較すると、今回の実験環境には橋や木などの障害物が多かったにもかかわらず、約30秒ごと、すなわち送信されたメッセージの約30分の1の頻度で受信に成功した。この結果から、本番の砂漠環境においても、5km程度の距離であれば、機体の位置情報はより高い確率で送信されると考えられる。

RV6 パラシュート降下試験

- 目的
 - ☑ CanSat のパラシュートが地面に到達するまでに展開し、レギュレーションを満たす範囲(終端速度4~6m/s)で軟着陸できるかを確認する。
- 試験内容
 - ☑ 機体とパラシュートを接続し高さ12mの建物から投下する。
 - ☑ カメラで撮影し投下した建物の階段の高さを参考に、動画の時間と機体の位置から速度を計算する。
- 試験結果
 - ☑ CanSat の落下速度が10m/sに到達する前にパラシュートが展開され、所与の終端速度で地面に着地できた。
 - ☑ <https://youtube.com/shorts/9ND6a19xGUg>
 - ☑
- 結論
 - ☑ CanSat の速度が10m/s以上になる前に展開し、開傘衝撃が過剰に大きくなることを防ぐことができる点、また終端速度が4~6m/sになるようにCanSatを減速させることができる点で性能を満たしているといえる。

RV7 準静的荷重試験

- 目的
 - ☐ レギュレーションに記載された推奨試験に則り、打ち上げ時に想定される鉛直方向の準静的荷重 10G に 10 秒間 CanSat が耐久できることを確認する。なお、高さ 4000m まで等加速度で 10 秒で到達するという物理モデルのもと、この CanSat にかかる加速度の値を算出している。
- 試験内容
 - ☐ Cansat の展開機構にひもをくくりつけ、人間はビニールひもを手で 10 秒間持ち振り回す。このとき肩と CanSat の距離が 1.2m になるようにし、回転速度は一秒あたり 1.5 回転とする。回転速度は BPM90 のメトロームを流して合わせた。このとき、加速度が
$$1.2 \times (1.5 \times 2 \times \pi)^2 = 106\text{m/s}^2$$
となり、CanSat に 10G の静的荷重が加わることになる。静的荷重を加えた後、機体の損傷有無を確認する。また、展開・起立機構が展開して離陸体制に入れることを確認する。
- 試験結果

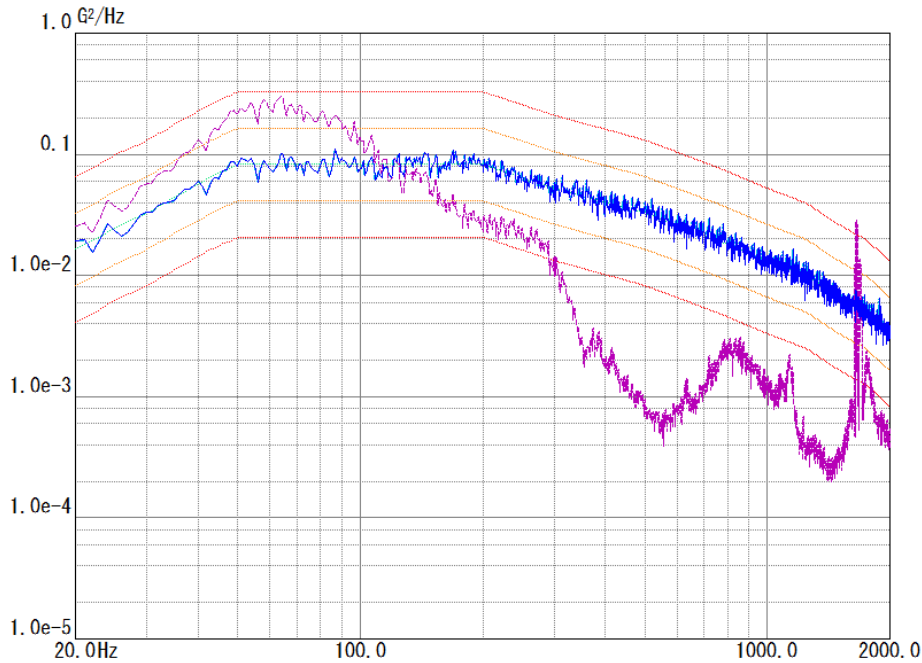
以下の動画のように、展開機構に機体をつけた後、展開機構に 1.2m 程度のひもをつけ、10 秒間で 15 回転させた。 <https://youtube.com/shorts/dpBLIqNk8dI?feature=share> 準静的荷重を加えた後、以下の動画に示すように展開・起立機構を展開した後、離陸することに成功した。
<https://youtube.com/shorts/TARGqk6B948>
- 結論
 - ☐ Cansat は 10G の 10 秒の準静的荷重にさらされたあとも損傷なく、その機能を維持することができる。

RV8 振動試験

目的

- ☐ レギュレーションに記載された推奨試験に則り、打ち上げ時に想定される鉛直方向の振動荷重 15G に 10 秒間 CanSat が耐久し、ミッションを達成できることを確認する。
- 試験内容

IMV 社の振動試験機により 20Hz～2000Hz にわたり 6.8Grms のランダム振動を z 軸方向に 5 分間機体に加え、その後機体が機能を維持し正常に動作することを確認する。具体的にはまず、機体の損傷有無を確認する。つぎに、展開・起立機構が展開して離陸体制に入れることを確認する。さらに、離陸、FC・Raspi・カメラ・CdS セル・測距センサの動作確認をおこなう。
- 試験結果
 - ☐ LiPo バッテリーを搭載した状態で振動を行った。
 - ☐ 実施レポート：
https://drive.google.com/file/d/1RF7DjA22Y6BbxfPdttdcnQTpi62es59Z/view?usp=drive_link
 - ☐ 実験後の IMV 社員さんによる分析：
<https://drive.google.com/file/d/1IV5jmIFzPuH3Z5r6RYYizxybQL0po3-1/view?usp=sharing>



	C		
	A	6.8872	G rms
	目標	4.920	G rms
	応答	6.8007	G rms
	警告 上限	6.8872	G rms
	警告 下限	9.6063	G rms
	中断 上限	4.8146	G rms
	中断 下限	13.5693	G rms
		3.4084	G rms

②

② 1700Hz 付近に見られる A のピークは、IMV 社の治具の共振周波数とのこと。

② 振動および開傘・分離試験後の展開・起立試験：

<https://drive.google.com/file/d/1x91oeh4om1D5xxvTAtj10VR9yz0iTUEP/view?usp=sharing>

② 振動および開傘・分離試験後のカメラ、ラッチロック解除、測距センサの動作確認：

https://drive.google.com/file/d/15blqZjR1zPr_7LQ88OVlxttAaCpT6P9k/view?usp=sharing

② 振動および開傘・分離試験後の光センサの動作確認：

<https://youtu.be/yJszb9Ci2b8>

② 振動および開傘・分離試験後の Raspi から FC への通信の動作確認：

<https://youtu.be/SGDDsmVK1QU>

② 振動および開傘・分離試験後の FC から Raspi への通信の動作確認：

<https://youtu.be/xadPi0Q-kAE>

② 振動および開傘・分離試験後の離陸試験(安全のためプロペラガードを取り付けている)：

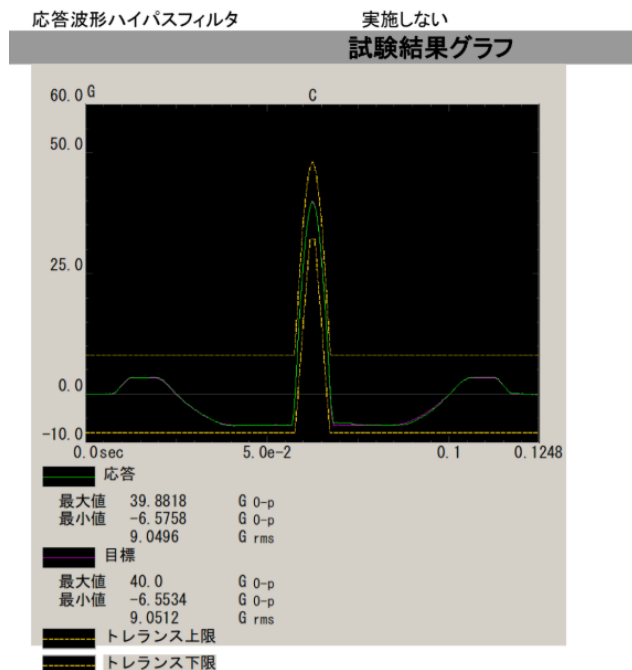
<https://drive.google.com/file/d/1feZ3r4lqUh3l5clDD6eWpn3foic3DWp4/view?usp=sharing>

- 結論
 - ② 警告・中断トレランス内での応答がみられ、振動は問題なく実施されたといえる。
 - ② 機体への損傷は確認できず、振動試験を行う前と行った後で起立機構や離陸、各種センサの動作が同一に動作することが確かめられ、要求を満たす。

RV9 開傘・分離衝撃試験

- 目的
 - ② レギュレーションに記載された推奨試験に則り、ロケットから分離する際に想定される鉛直方向の衝撃荷重 40G に CanSat が耐久、ミッションを達成できることを確認する。
- 試験内容

IMV 社の振動試験機により CanSat に z 軸方向に 40G の衝撃荷重を 3 回加え、その後機体が機能を維持し正常に動作することを確認する。具体的にはまず、機体の損傷有無を確認する。つぎに、展開・起立機構が展開して離陸体制に入れることを確認する。さらに、離陸、FC・Raspi・カメラ・CdS セル・測距センサの動作確認をおこなう。
- 試験結果
 - ② 実施レポート（3 回目だけの結果）：
<https://drive.google.com/file/d/1cuKZoeCAXxY4wZi02BYij40jLMviiIosn/view>
 - ② 試験の様子：
<https://drive.google.com/file/d/1IV5jmIFzPuH3Z5r6RYYizxybQL0po3-1/view?usp=sharing>



- ② 入力した衝撃荷重は 40G であるが、最大で 60G 程度加わっていた。
- ② 振動および開傘・分離試験後の展開・起立試験：
<https://drive.google.com/file/d/1x91oeh4om1D5xxvTAtj10VR9yz0iTUEP/view?usp=sharing>
- ② 振動および開傘・分離試験後のカメラ、ラッチロック解除、測距センサの動作確認：
https://drive.google.com/file/d/15blgZjR1zPr_7LQ88OVlxttAaCpT6P9k/view?usp=sharing
- ② 振動および開傘・分離試験後の光センサの動作確認：

- ② <https://youtu.be/yJszb9Ci2b8>
振動および開傘・分離試験後の Raspi から FC への通信の動作確認 :
- ② <https://youtu.be/SGDDsmVK1QU>
振動および開傘・分離試験後の FC から Raspi への通信の動作確認 :
- ② <https://youtu.be/xadPi0Q-kAE>
振動および開傘・分離試験後の離陸試験(安全のためプロペラガードを取り付けている) :
- ② <https://drive.google.com/file/d/1feZ3r4lqUh3l5clDD6eWpn3foic3DWp4/view?usp=sharing>

- 結論

- ② 最大で 60G 程度荷重が加わっていたが、機体への損傷は確認できず、開傘、分離衝撃試験を行う前と行った後で起立機構や離陸、各種センサの動作が同一に動作することが確かめられた。またモーターの動作も試験の前と後で同一であった。これにより本番で想定される衝撃荷重 40G への耐久性は十分にあると考えられる。

RV10 無線機送波停止・接続試験

- 目的

- ② CanSat に搭載された無線機による地上局への送信の可否を制御できることを確認する。

- 試験内容

- ② ランダムな 4 桁の数字を 1 秒ごとに送信するコマンドを実行する。受信できることを確認する。LoRa のリセットピンを LOW にするコマンドを実行し、送信が止まることを確認する。受信側を待ち受け状態にしても受信されないことを確認する。その後、リセットピンを HIGH にするコマンドを実行し、送信が再開することを確認する。受信側を待ち受け状態にして受信できることを確認する。通信条件は、周波数 926.5 MHz、送信出力 13 dBm、Spreading Factor 10、Bandwidth 125 kHz、Coding Rate 4/6 とした。

- 試験結果

- ② ランダムな 4 桁の数字を 1 秒ごとに送信するコマンドを実行したところ、受信側で正常にデータを受信できることを確認した。その後、LoRa のリセットピンを LOW にするコマンドを実行したところ、送信が停止し、受信側を待ち受け状態にしてもデータを受信されないことを確認した。続いて、リセットピンを HIGH に戻すコマンドを実行したところ、送信が再開し、受信側で再びデータを受信できることを確認した。次のリンクは、試験の様子を画面収録した動画である。

<https://youtu.be/3DEq9xcjU3U>

- 結論

- ② 地上局への送信の可否を制御できることが確認された。

RV11 周波数変更試験

- 目的

- ② 使用する無線機のチャンネルが任意に変更できることを確認する。

- 試験内容

- ② はじめ送信機、受信機ともに周波数を 926.5MHz に設定する。ランダムな 4 桁の数字を 1 秒ごとに送信するコマンドを実行する。受信できることを確認する。その後、送信機のみ周波数を 922.5MHz に変更する。受信ができなくなることを確認する。受信機の周波数を 922.5MHz に変更した後、受信ができるようになることを確認する。

- 試験結果

```

> p2p set_freq 926500000
>> 0k
> p2p get_freq
>> 926500000
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 34383936 -54 7.25
> p2p set_freq 922500000
>> 0k
> p2p get_freq
>> 922500000
> p2p rx 0
>> 0k
>> radio_rx 36333532 -39 7.00

```

- ② 画像は受信機のコンソール画面である。最初周波数を 926.5MHz に設定した後、受信ができることを確認した。その後、送信機の周波数を 922.5MHz に設定すると、受信ができなくなることを確認した。受信機の周波数を 922.5MHz に設定すると、受信することができた。

次のリンクは、試験の様子を画面収録した動画である。

<https://youtu.be/9ofxyakjNHk>

- 結論

- ② 任意に送信機、受信機の周波数が変更できることが確認された。

RV12 End-to-End 試験

- 目的

- ② ロケットからの放出からフルサクセスまでのすべてのシーケンスを放出～離陸と離陸～着地の 2 つに分け、それぞれが自律的に一才のメンテナンスなしで達成されることを確認する。高所から投下でき、かつ飛行できる場所が見つからなかったため、このような構成となっている。

- 試験内容

- ② 1.1. キャリアからの放出

キャリアの収納中に収納判定ができることを確認する。高所からキャリア放出を行い、光センサ・高度による放出判定ができることを確認する。

- ② 1.2. パラシュート開傘・軟着地

放出後パラシュートが開傘し、その後レギュレーションを満たす終端速度で地上に軟着陸できることを確認する。

- ② 1.3. 展開機構の駆動

着陸後着地判定ができ、自動で起立・展開機構が駆動して離陸可能な姿勢へ起立することができることを確認する。

- ② 1.4. ログの回収

レギュレーションに則った制御レポートを作成する。

- ② 2.1. 離陸

自動で障害なく起立・展開機構から離陸ができる。

- ② 2.2. GPS 誘導飛行

自動でGPS座標を元に設定したゴール座標へと自動でゴール付近へと誘導飛行ができることを確認する。

- ② 2.3. 画像誘導飛行
ゴール付近で自動で画像誘導飛行へと切り替え、ゴールをカメラにより認識しゴールの真上へ誘導飛行できることを確認する。
- ② 2.4. 着陸
ゴール中心へ着陸できることを確認する。
- ② 2.5. ログの回収
レギュレーションに則った制御レポートを作成する。

- 試験結果

- ② 1. 前半 End-to-End 試験
 - ◇ 動画はつぎのとおりである。
 - https://drive.google.com/file/d/1fGuU7Zi40uspYBnaHEM7papTL8ee796_/view?usp=sharing
 - ◇ 制御レポートは次のリンクの「EtoE 前半制御レポート.pdf」である。
 - https://drive.google.com/drive/folders/14TLuR96nt3mN1eVY7ajsUEZEH_P8JtwW?usp=drive_link
- ② 2. 後半
- ② 2. 後半 End-to-End 試験
 - ◇ 動画はつぎのとおりである。
 - <https://youtu.be/0H9dBi39aF4>
 - ◇ 制御レポートは次のリンクの「EtoE 後半制御レポート.pdf」である。
 - https://drive.google.com/drive/folders/1wFKb7pymL6hf79-X8--OrWshBdS7AKGw?usp=drive_link

- 結論

- ② CanSat はミッションを遂行することができる。

RV13 安全確認

- 目的

- ② CanSat がロケットに危害を加えないことを確認する。また、LiPo バッテリーの安全対策を確認する。

- 試験内容

- ② レギュレーションに適合するよう自作したキャリアに CanSat を入れ、何回か出し入れを繰り返したのちキャリア内に損傷がないことを確認する。またリポバッテリーによる機体の損傷のリスクについて、バッテリーの放出、落下試験における使用の中で損傷がないことを確認する。なお、LiPo バッテリーに関しては厚い紙質の緩衝材を挟む形で搭載し衝撃の対策をし、また電源とのコネクタに関してはハヤコートの絶縁スプレーを用いて絶縁を行うことで電気的な事故を防止している。

- 試験結果

- ② RV3「キャリアからの投下試験」も参照されたい。放出に際してはいずれも自然に自重によりキャリアから放出され、キャリア内に損傷がないことを確認した。
- ② 数十回放出・落下試験を繰り返したがバッテリー自体の損傷は見られなかった。また、電気的な損傷が発生した事例もなかった。

- 結論

- ② CanSat は放出時までにロケットに機械的にも物理的にも損傷を与えることはなく、自重により自然に放出されることが期待される。

CRV1 制御レポート作成試験

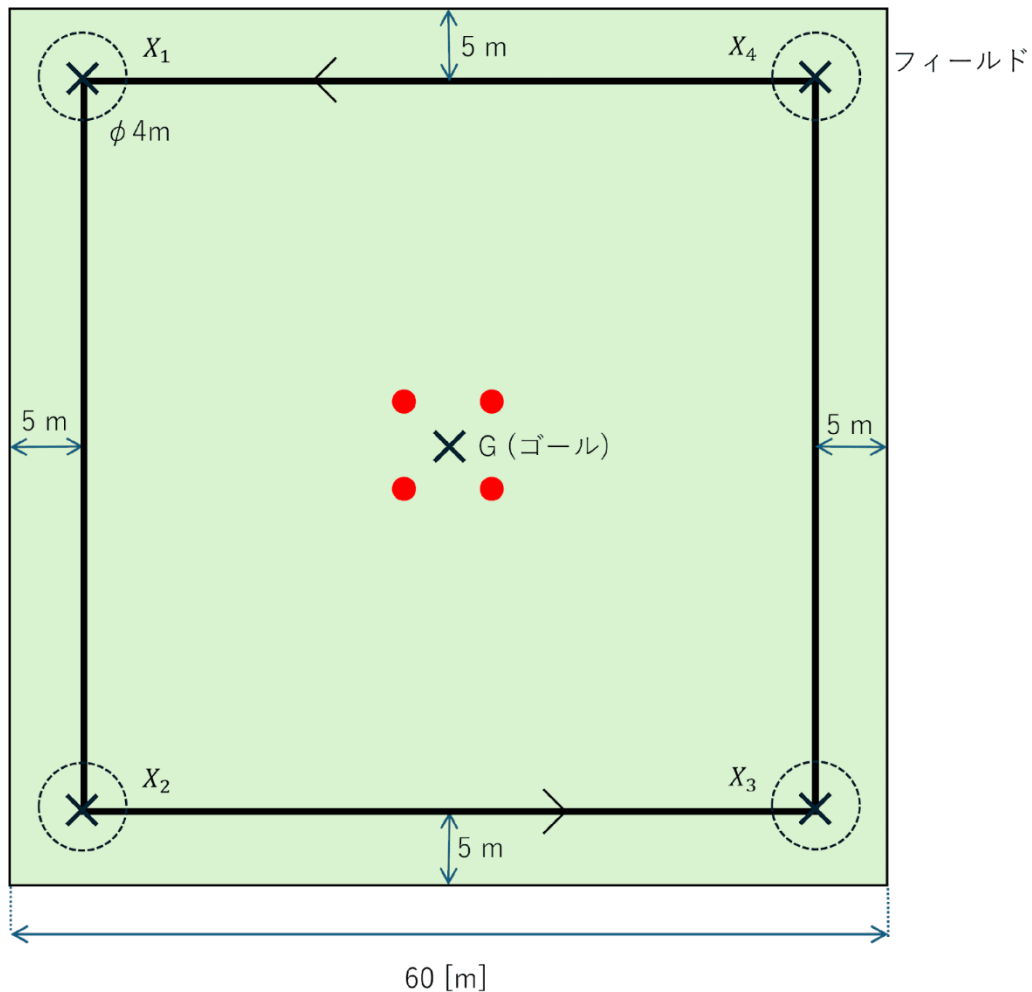
- 目的

- ② レギュレーションで指定された制御ログが出力できることを確認する。

- 試験内容

- ② 実際の飛行試験のログをもとに、レギュレーションに沿った制御レポートを作成する。能代宇宙イベントでの飛行をもとに制御レポートを作成する。ミッション内容は次のとおり

である。下図のような 60m×60m のフィールドを想定する。CanSat は投下用ドローンに搭載されたキャリアから放出され、着地した後、X1→X2→X3→X4→X1→...→X4→G と 50m×50m の正方形の経路を周回するように各ポイントへ移動する。X1、X2、X3、X4、G の GPS 座標は事前に取得することができる。X1、X2、X3、X4 の各ポイント到達条件は各ポイントを中心に直径 4m 以内で到達判定をするものとし、周回回数は総飛行距離が 600m ほどになるよう、3 周する。飛行高度は 5m から 10m の範囲に収まるように制御する。ゴール地点 G に関しては周囲に図 1.2 に示すようなゴールマーカーが置かれており、ゴール地点上に機体があるように着陸する (0m ゴールを達成する) ことでミッション達成とする。ゴールマーカーは ARLISS2025 で使用されるゴールマーカーに準拠するものとする。



- 試験結果
 - ☑ 制御レポートは次のリンクの「report.pdf」である。
<https://drive.google.com/drive/folders/1wFKb7pymL6hf79-X8--0rWshBdS7AKGw?usp=sharing>
 同じフォルダに入っている「log_20250816_083616.txt」、「guide.csv」、
 「storeland.csv」は飛行中に生成されたログである。
- 結論
 - レギュレーションで指定された制御ログが出力できることが確認された。

FRV1 FAA 機体申請書

- 目的
 - ☑ アメリカにて小型無人航空機 (Small UAS) の飛行に必要な米国連邦航空局 (FAA) への申請を行う。
- 試験内容
 - ☑ FAA のホームページから必要な申請を手順に従って行う。

② 試験結果

- ✧ FAA から必要な認証を受けることに成功した。
- ✧ ARLISS 本番では機体に登録番号「FA3ELPNCCW」を記載する予定である。



Federal Aviation
Administration

Small UAS Certificate of Registration

REGISTERED OWNER: **Koichiro Kujirai**
REGISTRATION NUMBER: **FA3ELPNCCW**
ISSUED: **07/25/2025** EXPIRES: **07/25/2028**

✧



Federal Aviation
Administration

Confirmation of Identification

OPERATOR: **Koichiro Kujirai**
CONFIRMATION NUMBER: **CID202500001343**
ISSUED: **07/25/2025** EXPIRES: **07/25/2026**

This Small UAS Certificate of Registration is not an authorization to conduct flight operations with an unmanned aircraft. Operators of unmanned aircraft must ensure they comply with the appropriate safety authority from the FAA. To operate as a recreational flyer, a person must meet all of the statutory conditions of the exception for limited recreational operations of unmanned aircraft (49 U.S.C. 44809). Persons who do not meet all of the statutory conditions may not operate under the statutory exception for limited recreational operations of unmanned aircraft.

For U.S. citizens, permanent residents, and certain non-citizen U.S. corporations, this document constitutes a Certificate of Registration. For all others, this document represents a recognition of ownership.

To fly under the exception for recreational flyers you must:

- Have a current registration
- Fly only for recreational purposes
- Follow the safety guidelines of a community based organization
- Keep your drone within your visual line of sight
- Give Way and do not interfere with any manned aircraft
- Fly at or below 400' in controlled airspace and only with prior authorization
- Fly at or below 400' in uncontrolled airspace
- Comply with all airspace restrictions
- Pass The Recreational UAS Safety Test

This Confirmation of Identification is not an authorization to conduct flight operations with an unmanned aircraft. Submission of a Notice of Identification and the issuance of a Confirmation of Identification do not have the effect of United States aircraft registration. When operating your foreign registered civil unmanned aircraft with remote identification in the United States, you must:

1. Follow all applicable operating rules, including Part 89.
2. Have your Confirmation of Identification with you at the unmanned aircraft's control station.
3. Provide the Confirmation of Identification when requested by the FAA or a law enforcement officer.
4. Ensure that the information provided in your Notice of Identification remains accurate and up to date.

● 結論

- ② アメリカで合法的に CanSat を飛ばすことができる。

FRV2 高度制御試験

● 目的

- ② 自律飛行中、CanSat が対地高度 400ft を確認する。

● 試験内容

- ② 展開機構からの離陸からゴール付近(ゴール付近の 4 つの赤色球体で囲まれた枠の内側)への着陸までを通して行う。その間に、高度が 30m を超えないかを確認する。高度は GPS で取得された高度を用いる。なお、今回、高度 400ft 未満で飛行することを確認できればいいが、高高度飛行は危険をとまなうため、高度 30m 未満のとした。

● 試験結果

- ② パラシュート落下から、展開、展開機構からの離陸、ゴールへの着陸までを止まることなく行うことができた。高度は地上約 20m を一定して保つことができた。

<https://youtu.be/OH9dBi39aF4>

● 結論

- ② 自立飛行中、CanSat はたいち高度を一定に保ちながら飛ぶことができる。

第 5.2 節 ミッションを達成するためのシステム試験

MV1 耐着陸衝撃試験

● 目的

- ② 着地衝撃を受けた後、CanSat が飛行できるかを確認する。

● 試験内容

- ② 落下速度が毎秒 5m となるように、高さ 1.3m の地点から初速度なしで、起立・展開機構で覆われた CanSat を自由落下させる。自由落下後、展開して起立・展開機構から離陸できるかを確認する。

● 試験結果

- ② <https://www.youtube.com/shorts/TARGqk6B948>

- 結論
 - ☑ 地面がコンクリートだったにもかかわらず、毎秒 5m ほどで着地した後、破損せず、離陸させることができた。このことからブラックロック砂漠においても CanSat は着地衝撃が加わった後もミッションを遂行できる。

MV2 起立試験

- 目的
 - ☑ 機体が離陸可能な体勢になるように展開機構が展開できることを確認する。
- 試験内容
 - ☑ Raspberry Pi を用いてラッチロック機能を解除し、円筒状の CanSat を横に寝かせた状態から展開機構が展開された後、機体が離陸可能な体勢に移行できることを確認する。
- 試験結果
 - ☑ SSH 接続した Raspberry Pi からラッチロックに対して解除指示を送信したところ、ラッチロックの解除に伴い機体を張力でつつんでいた布がはずれ、機体の展開に成功し離陸可能な体勢に移行した。また円筒の初期角度を複数パターン試し、任意の角度で展開が成功することが確認できた。以下の URL は展開動作の一例である。
 - ◇ <https://youtu.be/1VZccWoZ4UU>
- 結論
 - ☑ ラッチロックの解除により、展開機構は機体の角度の条件によらず動作し、CanSat を離陸可能な状態に移行させることができる。

MV3 展開・起立機構からの離陸試験

- 目的
 - ☑ 展開機構の展開後、機体が展開・起立機構から離陸できることを確認する。
- 試験内容
 - ☑ 展開・起立機構が展開した状態から機体が離陸できることを確認する。手動操縦で離陸を行う。
- 試験結果
 - ☑ 手動操作により機体は展開機構から分離して上昇し、展開機構は地面に残ったままドローンの五秒ほどの空中の滞在に成功した。動画は以下のリンクである。
 - ☑ <https://youtu.be/LqGwJsmrp-o>
- 結論
 - ☑ 離陸時に展開機構が抵抗となり機体の角度が乱れるということはなく、離陸後 3 秒ほどで地面から 2m ほどの距離を保っていることから、離陸のフェーズに問題はないと考えられる。

MV4 ホバリング試験

- 目的
 - ☑ 機体の安定した滞留飛行（ホバリング）および安定した着陸ができることを確認する。
- 試験内容
 - ☑ 離陸後、機体が安定したホバリングが 3 秒以上できることを確認する。なお、ここでの安定したホバリングは、ホバリングを始めた位置から半径 1m 以内にとどまり続けることをさすものとする。
- 試験結果
 - ☑ 以下のリンクの動画において、42 秒から 1 分 10 秒の区間で、機体が上空で安定してホバリングしている様子が確認できた。
 - ☑ <https://www.youtube.com/watch?v=XdpGJjgJwJQ>
- 結論
 - ☑ 3 秒をはるかに超える 28 秒間の安定したホバリングができており、ミッション要求を満たす。

MV5 GPS 飛行試験

- 目的
 - ☑ CanSat を指定された GPS 座標の地点の水平方向半径 10m 以内へ自律的に誘導できることを

- 確認する。
- 試験内容
 - ☑ あらかじめ設定したゴール座標を CanSat に読み込ませる。そのうえで、GPS で自身の座標を取得しながらその座標へ向けて自律的に誘導飛行した後、真下に降下させる。着陸地点がゴール座標の水平方向半径 10m 以内であることを確認する。
- 試験結果
 - ☑ Arm 後、約 1 秒で takeoff モードにより離陸し、その後 offboard モードに切り替えて、離陸地点から水平距離約 15m 離れたあらかじめ設定した座標まで飛行した。最終的に land モードにより自動着陸まで完了し、ゴール座標から約 1.5m 離れた地点に着陸した。飛行の様子は以下のリンクより確認できる。
 - ☑ <https://www.youtube.com/watch?v=XdpGJjgJWjQ>
- 結論
 - ☑ 水平方向半径 10m 以内へ GPS 誘導することが可能であり、ミッション要求を満たす。

MV6 カメラ誘導試験

- 目的
 - ☑ CanSat がカメラ誘導されることを確認する。
- 試験内容
 - ☑ 画像認識によりゴール地点(4つの赤色球体の中央)の真上に到達することができるかを確認する。
- 試験結果
 - ☑ 停止する毎にゴール地点を画像認識し、毎回の画像認識の結果を用いてゴール中心の近くまで到達することができた。
MV7 の試験と同一とする。
<https://youtube.com/shorts/Y5RIxam66D4?si=M42GcpVN7fxhNHEv>
- 結論
 - ☑ CanSat はカメラ誘導が可能である。

MV7 着陸試験

- 目的
 - ☑ 機体がゴール地点に 0m ゴールで着陸できるかを確認する。
- 試験内容
 - ☑ 赤ゴール地点付近に配置された 4 つの赤色球体の枠内において高さ 5m からゴール地点にピンポイントで自律的に着陸できるかを確認する。
- 試験結果
 - ☑ MV6 の試験と同一とする。<https://youtube.com/shorts/Y5RIxam66D4?si=M42GcpVN7fxhNHEv>
- 結論
 - ☑ CanSat はゴール地点に 0m で着陸することができる。

MV8 航続飛行距離確認試験

- 目的
 - ☑ CanSat がゴールに到達するのに十分な航続性能があることを確認する。
- 試験内容
 - ☑ GFC 飛行場にて総飛行距離が 5km となるようにシャトルラン飛行を手動飛行によりおこなう。安全のため、LiPo バッテリーに残量が危険領域に入ったら音がなる LiPo チェッカーをつけ、バッテリー残量がなくなったらただちに着陸させて中断する。
- 試験結果
 - ☑ 航続飛行距離確認試験の動画はつぎのとおりである。
◇ https://youtu.be/nF6rg_srzmA
 - ☑ 航続飛行距離確認試験のフライトログはつぎのとおりである。
◇ https://review.px4.io/plot_app?log=f016b3bf-d69c-4374-9fee-a1049e3c5ae7
◇ このログから 5.59km 飛行したことがわかる。
 - ☑ 当該試験では、飛行中に受信機のケーブルがぬけてしまったため、緊急着陸してしまった。

受信機のケーブルを差し直した後も LiPo バッテリーの充電をせずに離陸および 2 分程度のホバリングをすることができた。そのフライトログはつぎのとおりである。

◇ https://review.px4.io/plot_app?log=01d19750-2a98-41cf-b16d-042b833f3a12

☑ CanSat の電源を入れる前は 12.62V、電源を切った後は 10.86V であった。

● 結論

☑ 5km 以上飛行することができ、CanSat がゴールに到達するのに十分な航続性能があることを確認した。今回の実験では 5.59km とんだが、着陸後も 2 分程度のホバリングができたこと、および今回は 2 地点間を往復するシャトルラン飛行をしたためにとまらずに飛行する本番環境より航続飛行可能距離の観点では不利だったことをふまえると、本番では航続飛行可能距離がさらにのびるであろう。なお、受信機のケーブルが抜けて緊急着陸してしまったことに関しては、本番では受信機をつけずに飛ばすため、問題ないであろう。また、その他ケーブルが奥までさきっているかは飛行前に念入りに確認し、抜ける可能性があるケーブルは接着剤により固定する。

第 6 章 工程管理

kick off 当初(4 月末)の予定では図 6.1 に示すように開発工程にあわせて 4 機体の開発を予定していた。

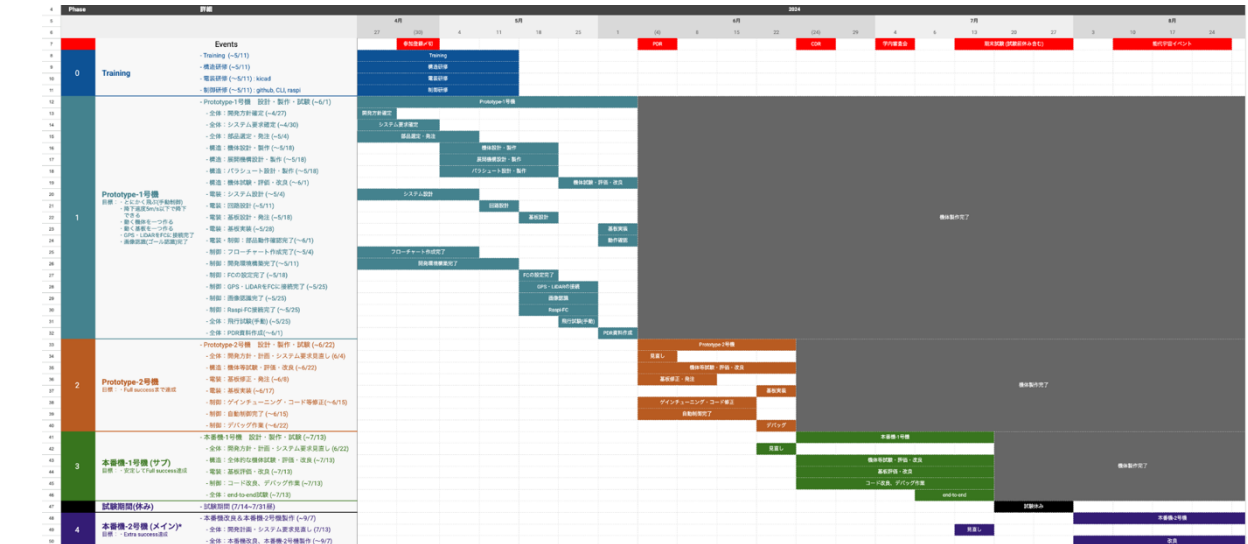
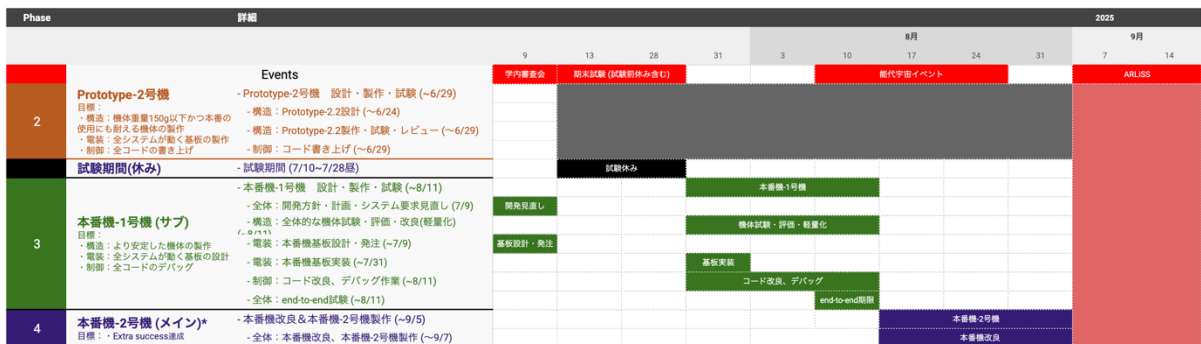


図 6.1 開発初期の開発工程

しかし、開発の遅れにより予定を変更して図 6.2 に示す開発工程に沿って開発をすすめている。現在は本番機 1 号機を製作中である。



*本番機-1号機も同時に適宜改良・アップデート

図 6.2 7/4 現在の開発工程

第7章 大会結果報告

第7.1節 目的

本大会における目的は、Flyback形式で初の0mゴールを達成することである。

第7.2節 結果

打ち上げは2回おこなった。

1回目の打ち上げでは、上空で展開機構と機体が分離してしまい、機体が自由落下してリタイアとなった。打ち上げ後、放出直後はテレメトリーで緯度・経度・高度を受け取ることができたが、数分後に通信が途絶えた。サクセスクライテリアの達成状況は以下の通りである。

	サクセスクライテリア	結果 (○：達成、 ×：未達成)
Minimum success	M1. (耐打ち上げ荷重・耐開傘衝撃) 着地前の時点でミッション継続が可能な機能を保持すること	×
	M2. (放出判定) 放出判定がなされ、放出後からGPSデータがダウンリンクされること	○
	M3. (パラシュート減速) パラシュートにより減速し、終端速度が4~6m/sにおさまること	×
	M4. (耐着地衝撃) 着地後もミッション継続が可能な機能を保持すること	×
	M5. (飛行前準備) 着地後、飛行可能な体勢になること	×
	M6. (起立機構の分離) 起立機構から完全に分離し、高度10mに到達できること	×
	M7. (高度保持・航続飛行) 起立機構からの分離後、ゴール判定されるまで地面と接触しないこと	×
	M8. (GPS誘導) GPS誘導によりゴールから水平距離10m以内に到達すること	×
	M9. (ログ記録) ミッション継続中、緯度経度、高度、IMU、磁気、バッテリー電圧のデータのログが記録されていること	部分的に達成 (バッテリー電圧のみ未実装だったために記録なし、その他は全て記録あり)

	M10. (ダウンリンク) 放出後から高度、緯度、経度が 30 分に 1 回以上の頻度で地上局に ダウンリンクされること	×
	M11. (緯度・経度の正確性) 緯度経度の絶対誤差が 50m 以内となること	×
Full success	F1. (ゴール検知) ゴール周辺のマーカを検知できること	×
	F2. (画像誘導 (水平)) 画像誘導によりゴール地点から水平方向に 0m の位置に誘導できる こと	×
	F3. (0m ゴール) 画像誘導によりゴール地点から水平方向に 0m の位置に着陸し、0m ゴールを達成すること	×
	F4. (ダウンリンク) 放出後から高度、緯度、経度が 3 分に 1 回以上の頻度で地上局に ダウンリンクされること	×
Extra Success	E1. (0m ゴール連続成功) 2 回のミッションにおいて、連続で 0m ゴールを達成すること	×

2 回目の打ち上げでは、パラシュートにより減速して着地まですることはできたが、展開機構展開の指示がとらず、展開機構が展開しなかった。サクセスクライテリアの達成状況は以下の通りである。

	サクセスクライテリア	結果 (○：達成、 ×：未達成)
Minimum success	M1. (耐打ち上げ荷重・耐開傘衝撃) 着地前の時点でミッション継続が可能な機能を保持すること	○
	M2. (放出判定) 放出判定がなされ、放出後から GPS データがダウンリンクされる こと	○
	M3. (パラシュート減速) パラシュートにより減速し、終端速度が 4~6m/s におさまること	○
	M4. (耐着地衝撃) 着地後もミッション継続が可能な機能を保持すること	○
	M5. (飛行前準備) 着地後、飛行可能な体勢になること	×

	M6. (起立機構の分離) 起立機構から完全に分離し、高度 10m に到達できること	×
	M7. (高度保持・航続飛行) 起立機構からの分離後、ゴール判定されるまで地面と接触しないこと	×
	M8. (GPS 誘導) GPS 誘導によりゴールから水平距離 10m 以内に到達すること	×
	M9. (ログ記録) ミッション継続中、緯度経度、高度、IMU、磁気、バッテリー電圧のデータのログが記録されていること	×
	M10. (ダウンリンク) 放出後から高度、緯度、経度が 30 分に 1 回以上の頻度で地上局にダウンリンクされること	×
	M11. (緯度・経度の正確性) 緯度経度の絶対誤差が 50m 以内となること	×
Full success	F1. (ゴール検知) ゴール周辺のマーカを検知できること	×
	F2. (画像誘導 (水平)) 画像誘導によりゴール地点から水平方向に 0m の位置に誘導できること	×
	F3. (0m ゴール) 画像誘導によりゴール地点から水平方向に 0m の位置に着陸し、0m ゴールを達成すること	×
	F4. (ダウンリンク) 放出後から高度、緯度、経度が 3 分に 1 回以上の頻度で地上局にダウンリンクされること	×
Extra Success	E1. (0m ゴール連続成功) 2 回のミッションにおいて、連続で 0m ゴールを達成すること	×

第 7.3 節 考察

1 回目の投下では、ロケット搭載中に展開機構が誤って作動し、その結果、ロケットからの放出と同時に展開機構と機体が分離し、自由落下してしまった。ロケット内部で展開が発生した原因は、展開までの各判定に設定していたタイムアウトが、想定よりも長引いた打ち上げ準備時間中にすべて経過してしまったためである。対策としては、打ち上げまでの時間的余裕を考慮し、事前にタイムアウト時間やシーケンス全体を再検討することがあげられるだろう。

2 回目の投下では、パラシュート降下までは正常に行えたものの、制御プログラムが作動せず、展開動作を実施することができなかった。原因は、放出判定を行う前にプログラムエラーが発生し、処理が停止していたことである。発生したエラーは「sigHandler: Unhandled signal 1」であり、SSH

に関連するエラーであると考えられる。なお、本番環境では `nohup` を用いてコードを実行していた。プログラムエラーの原因については調査を行ったものの、再現ができず、最終的な原因は特定に至らなかった。対策としては、`try` をプログラム全体にかませてエラーが起きても最初からプログラムを実行し直せるようにすることが挙げられる。

第 8 節 まとめ

第 8.1 節 工夫点・努力した点

<構造面>

- 靱性・剛性を確保しつつ、徹底的な軽量化をおこなった。3D プリントパーツをポリカーボネード板ではさんだり、アームを限界まで肉抜きしたりした。
- 展開機構に、一般的に使われるニクロム線ではなく、ラッチロックを用いた。
- FC と機体の間に振動吸収機構をもうけることで、飛行特性をあげることができた。
- どのような地面状態でも確実な立ち上がりができるように、幾度も立ち上がりを試験し、改善した。

<電装面>

- 表面実装部品を多用し、また 3 次元的な配置をすることで、基板を限界まで軽量化した。
- ロジック用の LiPo バッテリーと動力用の LiPo バッテリーを、1 つにまとめることで軽量化をはかった。
- 4in1 での電氣的なノイズがロジック側に伝わらないように、ローパスコンデンサやバルクコンデンサ、TVS ダイオードを用いた。特に、TVS ダイオードはないと LiPo バッテリーをつなげたときに基板が焼けてしまったので、効果は絶大だった。
- 基板において、ノイズが起きないように配線や素子の配置に注意した。
- 絶縁スプレーをふることで、意図しない電氣的なショートを予防した。
- コネクタには GH コネクタを用いることで、基板の小型化をすることができた。
- GPS と測距センサは、モジュール部品を使うのではなく、基板を自作した。基板を自作したことにより基板をより軽量化し、かつ構造上の要求にあうように形状をカスタマイズすることができた。また、特に GPS 基板に関してはモジュール部品よりも基板の電磁ノイズ発生をおさえることができ、GPS の電波感度向上につながった。

<制御面>

- FC において、IMU や Compass に対し、ノッチフィルターやローパスフィルタを最適化することで、振動特性を改善した。
- C++ で開発したことで、実行速度をあげることができた。
- 開発に Raspberry Pi の内部を再現した Docker を用いることで、Raspberry Pi がなくても簡単にコンパイルデバッグができ、開発速度が上がった。
- クロスコンパイル環境をととのえることで、ビルド時間を劇的に短縮できた。
- 環境を shellscript で表現することで、万が一 SD カードが壊れるなどがおきても Raspberry Piw のセットアップを迅速に行うことができた。
- CMakeLists.txt や build をするためのコマンドを書いた shellscript のテンプレートを用意することで、C++ 初心者も簡単に C++ 開発ができた。
- 画像認識には古典的画像認識を用いることで、高速に画像誘導をおこなうことができた。
- カメラには視野角が 190° の広角カメラをもちいることで、低高度でも新ゴールマーカーの赤色ボールを捉えられるようにした。

第 8.2 節 課題点

<構造面>

- 経験者に設計負担が集中してしまった。
- バッテリーを縦置きにしたことで、構造上の重さ・高さ制限の制約がきつくなってしまい、設計の自由度が下がってしまった。

<電装面>

- センサやモーターが続々と壊れた。動作確認の際に、安定化電源を開発初期から使うべきであった。
- 断線があいついで、試験のときに墜落をすることが多かった。熱収縮チューブには透明のものを使い、定期的に点検すべきだった。

<制御面>

- 本番前の最終チェックにもれがあった。チェックリストを用意すべきだった。

<その他>

- 物品管理ができておらず、モーターやセンサが壊れて数が不足することで、実験できない事態におちいることが何度かあった。物品管理をする責任者を決めるべきだった。
- 東京で飛行試験をできる場所があまりなく、飛行試験場所の確保に苦勞した。

第 8.3 節 今後の展望

来年こそは私たちの学科の後輩が Flyback で初の 0m ゴールを達成できるよう、今年得られた知見を引き継ぎたい。