

ARLISS 2022 報告書

提出日:2022年 11月 21日

- チーム情報

CanSatチーム名	東京都立大学 TMU AURIGA
CanSatチーム 代表者情報	伊藤 奨真 syomasyoma.jp@gmail.com
UNISEC団体名	さはらかん
UNISEC団体 学生代表	山川 稜太
責任教員	佐原 宏典 sahara@tmu.ac.jp, 042-585-8624
CanSatクラス	Open Class

- メンバー

役割	名前(学年)
PM	伊藤 奨真(B3)
構体	芝田 朋世(B3)
電装(ミッション系)	濱下 宙千(B3)
電装(センサ・電源系)	堀 光太郎(B3)
電装(C&DH系)	山本 拓(B3)

- CanSatの製作目的・大会参加理由

CanSat製作を通してシステムエンジニアリング, プロジェクトマネジメントを学ぶため. 例年, 弊社団体さはらかんは学部2年時にARLISSに出場していたが, 昨年は新型コロナウイルスの影響により大会が開催されなかったため今年度の参加となった.

目次

第1章	ミッションステートメント(簡潔に文章でミッション定義)	3
第2章	サクセスクライテリア	4
第3章	要求項目の設定	5
第4章	システム仕様	8
第5章	試験項目設定	18
第6章	実施試験の内容	19
第7章	工程管理, ガントチャート作成(スプレッドシート推奨)	45
第8章	責任教員の所感	45
第9章	大会結果報告	47
第10章	まとめ	61

第1章 ミッションステートメント

子機を用いた障害物回避システム実証後にゴールする

近年の惑星衛星探査においては、詳細な観測を行うためにオービターからの観測のみならず天体表面にローバー型探査機を着陸させ、移動しながら地表を調査する方法が用いられてきた。ローバー型探査機が探査を行う際に障壁となるのが表面の凹凸や岩といった障害物である。NASAの火星探査ローバーPerseveranceやCuriosityは、それらの障害物を回避するために地表の写真を撮影し、地球に送信し、人が解析を行った後にルートを決定的するといった方法が採用されており、惑星間通信や解析に時間を要する。さらに、ローバ搭載カメラによる撮影であるため地表を部分的にしか把握することができないことも問題点である。

CanSatにおける障害物回避ミッションは、これまでもACTSやARLISS等で様々な手法が試されてきた。CanSatからカメラを搭載した構造物を上空方向へ展開して撮影する手法、2機のローバーを用いて地表を撮影する手法、ローバー型CanSatの胴体にカメラを搭載して地表を撮影する手法などがあった。こういった従来手法の多くはCanSatに搭載したカメラからの撮影であるため、撮影高度が高くても数10cm程度であり、近距離で部分的に存在している凸状の障害物しか撮影できなかった。

そこで、本ミッションでは、ローバー型親機とドローン型子機を用いて障害物回避実証を行う。ドローン型子機を用いることで広範囲に広がる凹凸状の障害物”轍”を数m上空から撮影することができ、取得した画像をローバー型親機に搭載しているコンピュータで処理をさせることにより従来手法の欠点を補うことができると考えている。現地では、ローバー型親機から子機を分離、親機からの指令で子機を離陸させ、空中で地表を撮影する。そして子機から親機に画像を送信し、CanSat搭載のコンピュータ上で画像を分析し、ゴールへの進路を決定的する。その後、親機はゴールへ向けて走行を行う。一連のシーケンスは人が介在しない環境で実施する。以下がミッションシーケンスである(図1.1)。

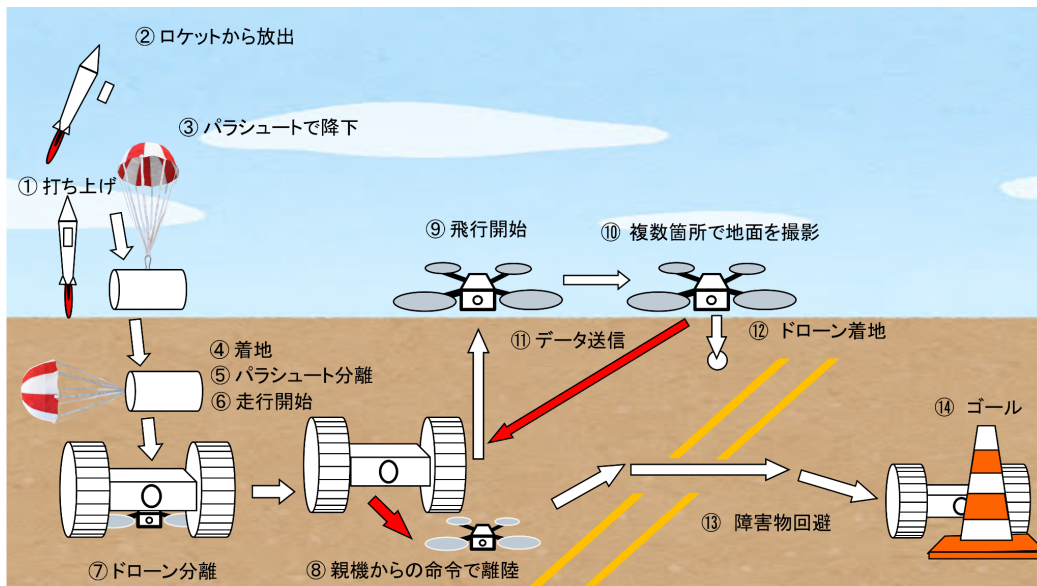


図 1.1 ミッションシーケンス

第2章 サクセスクライテリア

本ミッションのサクセスクライテリアは以下の通りである。

ミニマムサクセス	1. 障害物回避に用いる子機を起動でき、動作した。 2. 障害物の有無を確認できた。
ミドルサクセス	設定せず
フルサクセス	子機からの情報を基に親機が進路を適切に判断し、ゴール判定をする。
アドバンスドサクセス	0mゴール

本ミッションにおける障害物は”轍”と定義する(草木などは障害物として定義しない)。打上げ当日、轍がない所に着地した場合においても、本ミッションは障害物回避システムの実証であり、障害物を必ずしも必要とはしないため障害物の有無が判断できればミニマムサクセス達成、適切な進路判断ができGNSSセンサを用いてゴール判定ができればフルサクセス達成とした。さらに、フルサクセス達成後に画像解析を用いた終端誘導を行い0mゴールを達成することができればアドバンスドサクセス達成とした。なお、アドバンスドサクセスの評価には、大会運営側が計測した距離から判断する。

第3章 要求項目の設定

3.1 システム要求(安全確保, レギュレーションのための要求)

要求番号	システム要求項目 (ARLISS打ち上げ安全基準)
S1	CanSatの質量は, 1050g以下である必要がある
S2	CanSatのサイズは, 直径146mm以下, 高さ240mm以下である必要がある
S3	打ち上げ時の準静的荷重(10G)によって, 安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている
S4	打ち上げ時の振動荷重(正弦波 30~2000Hzで15G または同等のランダム振動)によって, 安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている
S5	ロケット分離時(パラシュート開傘時)の衝撃荷重(40G)によって, 安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている
S6	地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有し, その性能が試験で確認できている
S7	着地衝撃を受けてもCanSatに搭載したコンポーネントが機能する必要がある
S8	打ち上げ待機中に電力を抑える工夫が必要である
S9	打ち上げ時の無線機の電源OFFの規定を遵守できることが確認できている (FCC認証かつ100mW以下の機器はOFFしなくて良い. また, スマートフォンを用いる場合はFCC認証かつソフトウェアまたはハードウェアスイッチでoffにできること)
S10	ロストへの対策を実施しており, 有効性が試験で確認できている
S11	着地時に減速機構が絡まない必要がある
S12	CanSatが着地後に減速機構を分離する必要がある
S13	位置情報を取得し, ゴールまでの誘導に必要な情報を取り出せる必要がある
S14	ロスト対策としてCanSatからのデータを複数の地上局で受信できる必要がある
S15	CanSatをゴールまでの誘導する必要がある
S16	子機を分離するための分離機構が必要である
S17	子機を分離するための分離制御が必要である

S18	子機が空中から障害物を観測する必要がある
S19	障害物を検知できる観測装置が必要である
S20	観測装置からのデータをもとに障害物をソフトウェア上で認識する必要がある
S21	CanSatと障害物との位置関係を把握できる必要がある
S22	障害物情報を共有するための通信が必要である
S23	親機が障害物を避ける誘導を行う必要がある
S24	ゴール地点への移動に使用するタイヤを回転させるモータが必要である
S25	CanSatがスタックを検知する必要がある
S26	CanSatがスタックしても元の走行に戻る必要がある
S27	CanSatがゴールを判定し走行を止める必要がある
S28	CanSat が正常に動作するための電力を供給できる必要がある
S29	親機が振動や衝撃などで電源が落ち、再度復帰してもミッションを行える必要がある
S30	ミッション時に人間が介在しない自律制御を実施することを確認出来ている
S31	S1-S31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ミッションの開始、打ち上げ後の回収までを模擬したEnd-to-end試験を実施できており、今後、安全性に関わる大幅な設計変更はない
S32	無線のチャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整ができること

3.2 ミッション要求

番号	ミッション要求項目
M1	障害物検知用の子機を分離するための装置が必要である
M2	障害物検知用の子機を分離するための制御が必要である
M3	子機, 親機が障害物を検知するための観測が必要である
M4	子機が障害物を検知するための制御が必要である
M5	親機が障害物を回避するための誘導が必要である
M6	子機と親機で連携することが必要がある
M7	CanSatが位置座標を取得する必要がある
M8	CanSatが着地衝撃を受けてもミッションを完遂できる必要がある
M9	落下地点からゴールまで誘導が必要である
M10	CanSatにミッションを完遂できる電力を供給する必要がある
M11	CanSatがスタック時に脱出する必要がある
M12	ミッション終了後にログを確認できる必要がある
M13	子機は高所から親機と障害物を検知する必要がある
M14	障害物を回避するために親機が地面上を移動する必要がある
M15	ミッション時に人間が介入しない自律制御を実施することを確認出来ている
M16	ミッション後, 規定された制御履歴レポートを運営及び審査員へ提出しログ・取得したデータについて説明が可能な状態である

第4章 システム仕様

4.1 親機外観

本ミッションは、子機(ドローン)を用いた障害物回避とゴールをすることであるため、構体は2輪のローバー型CanSatとし、CanSat中央部に小型ドローンを搭載している。以下に機体の外観を示す。



図 4.1 機体正面

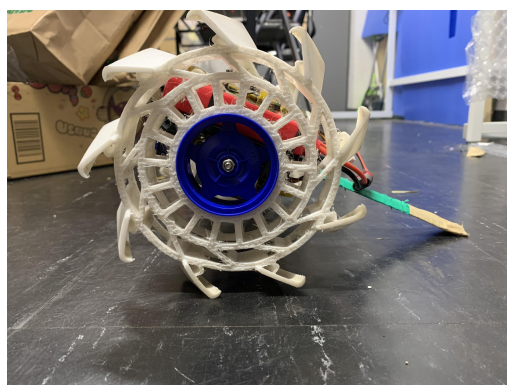


図 4.2 機体側面

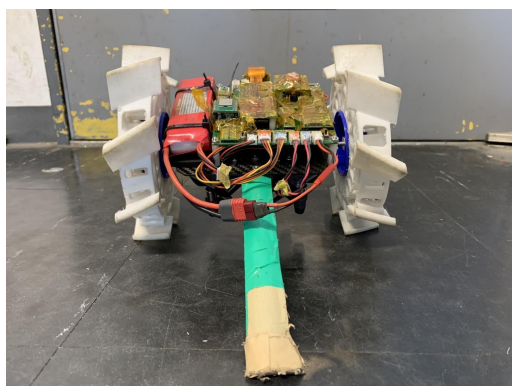


図 4.3 機体裏面

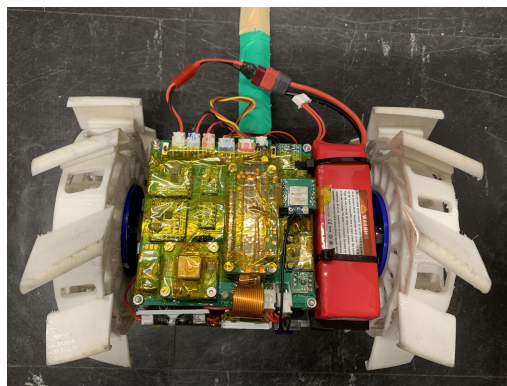


図 4.4 機体上面

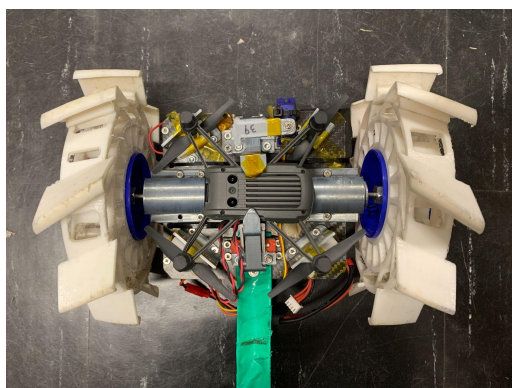


図 4.5 機体下面(子機非搭載時)

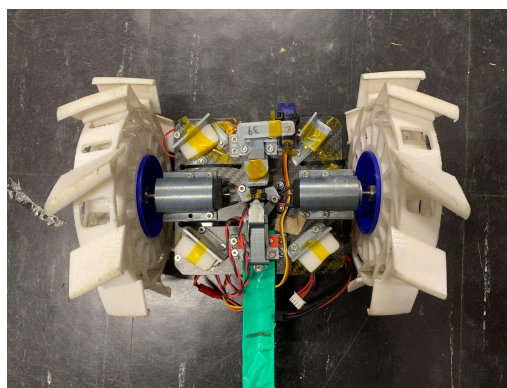


図 4.6 機体下面(子機搭載時)

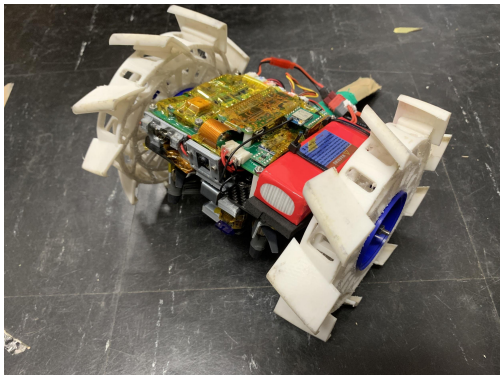


図 4.7 CanSatの鳥観図

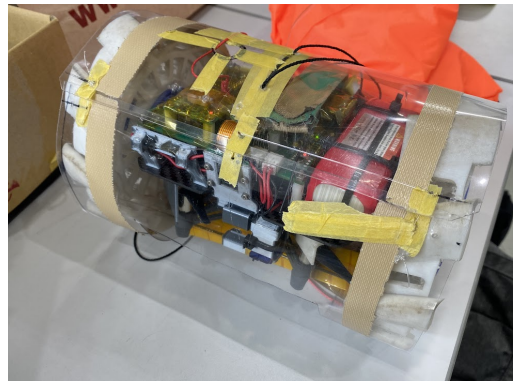


図 4.8 鳥観図 (内キャリア収納時)

タイヤは3Dプリンタを用いて一体成型した。素材は柔軟性が高いTPUを用いており、機体収納時にはパラシュートを接合する内キャリアで径を押し付けることで146mm以下に収め、内キャリア展開時は径は186mmになる。構造面では子機保護のために2層構造を採用した。1層目と2層目に隙間を設け、外側の2層目で着地時の衝撃をし、内側の1層目は子機保護のため変形が小さい構造とした。さらに地面と接する面にはスクリューのように斜めにグリップを搭載することにより、スタック時に脱出しやすい構造となっている。



図 4.9 タイヤ側面 (収納時)

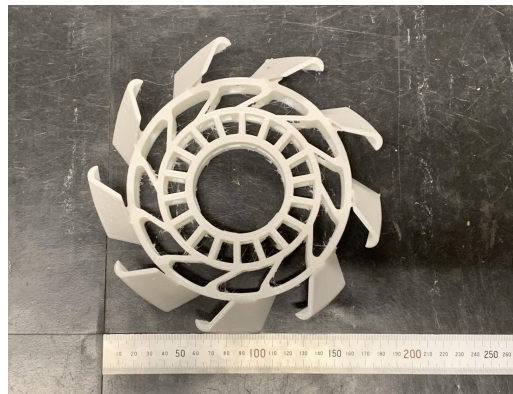


図 4.10 タイヤ側面 (展開時)

表 4.1 展開時の機体寸法と重量(パラシュートを除く)

直径 [mm]	186
高さ [mm]	220
質量 [g] (ドローン込み)	1047

4.2 子機外観

本ミッションに用いる子機は、Rize Tech社がDJIとIntelの技術協力を得て開発をした市販品ドローンのTelloである。Telloの側面には電源ボタン(図4.11)があり、機体正面に搭載カメラ(図4.12)、機体下面にはセンサ類が搭載されている(図4.13)。

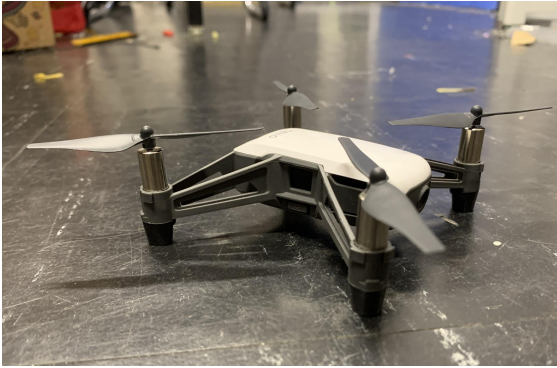


図 4.11 機体側面



図 4.12 機体正面



図 4.13 機体下面



図 4.14 子機(左)と親機(右)の外観

以下の表 4.3に子機の概要を示す。機体重量が80[g]であるため米国においても機体の登録をせずに使用可能である。最大飛行時間が13[min]であるため数枚程度の撮影を予定している。

表 4.3 子機の概要

機体重量[g]	80
大きさ [mm]	150 × 150 × 41
カメラ	5MP写真撮影可
最高速度 [m/s]	8
最大飛行時間 [min]	13
最大飛行距離 [m]	100

4.3 機体内観・機構

- ニクロム線分離機構

着地後に内キャリアを機体から分離する際、ナイロン糸をニクロム線で溶断する。ニクロム線分離機構の様子を図 4.15に示す。3Dプリンタで製作したパーツを機体のCFRP板に固定し、その爪にニクロム線(黄太線)を引っかけて固定する。ニクロム線は螺旋形状に成形しておく。そしてナイロン糸(青太線)をニクロム線に通す(図 4.15左)。

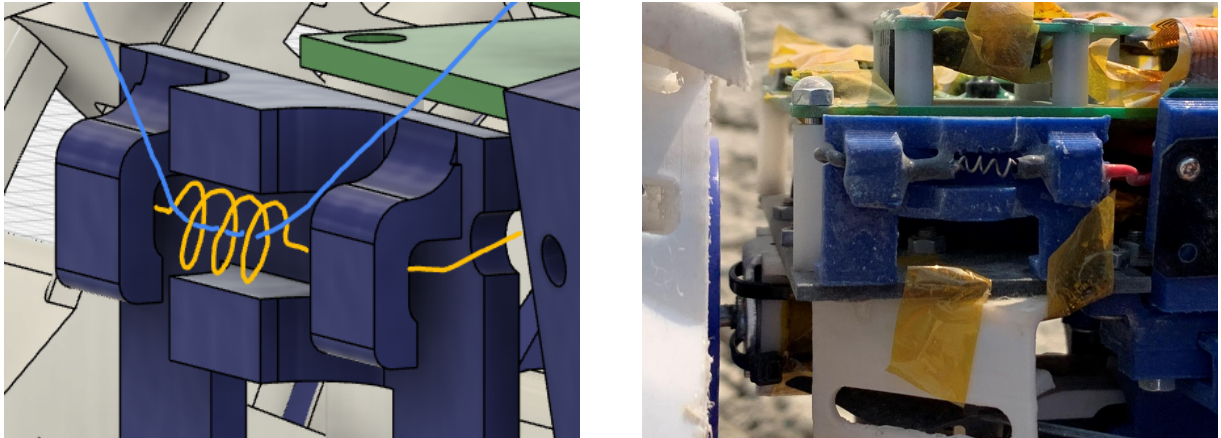


図 4.15 ニクロム線分離機構

- ドローン電源投入機構

ドローンの側面についているドローンの電源を投入する機構である。その様子を図4.16に示す。サーボモータに固定された3Dプリンタ製のパーツが黄丸を中心として黄矢印の方向に回転し、ドローン側面についている電源ボタンを押す。

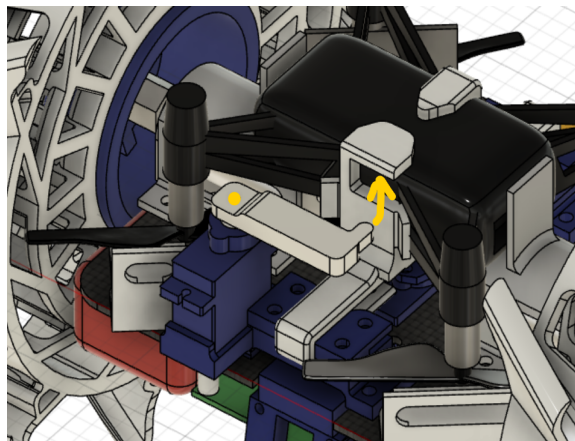


図 4.16 ドローン電源投入機構

- プロトタイプを動作させた様子を動画で示す。
YouTubeの動画URL: <https://youtu.be/MC071pbsLA4>

- ドローン分離機構

- ドローンをCanSat本体から切り離す機構である。図4.17にドローン搭載時の様子を、図4.18～20にドローン非搭載時の様子を示す。中央にサーボモータが取り付けられており、その回転を水平方向の力に変換して腕をクレーンゲームのアームのように開く(図4.20)。これによりドローンが自重で地上に落下する。

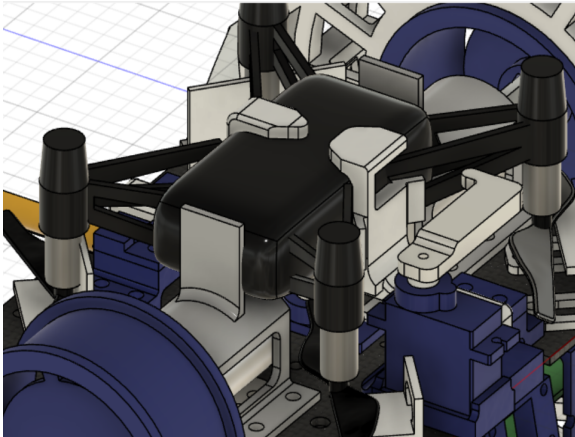


図 4.17 ドローン分離機構(ドローン搭載時)

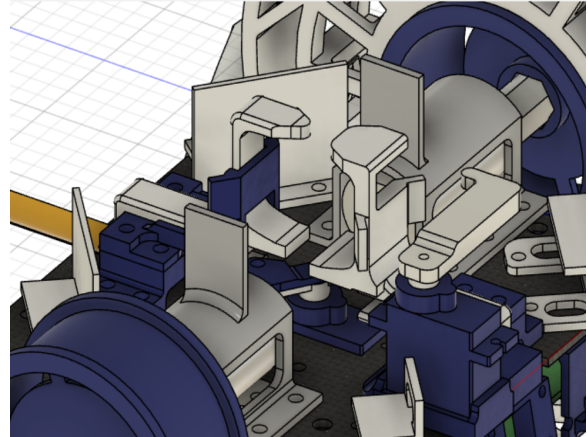


図 4.18 ドローン分離機構(ドローン分離後)

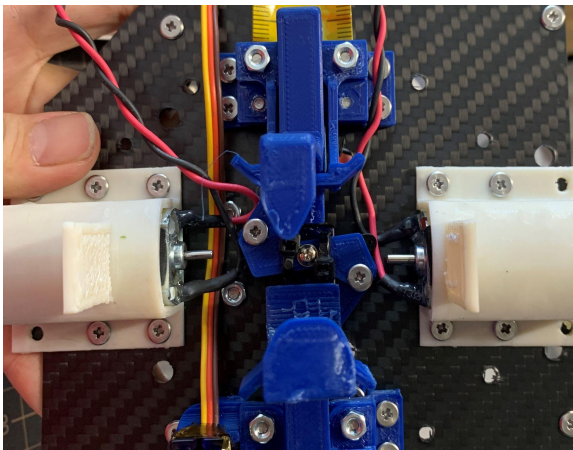


図 4.19 ドローン分離機構(上から)

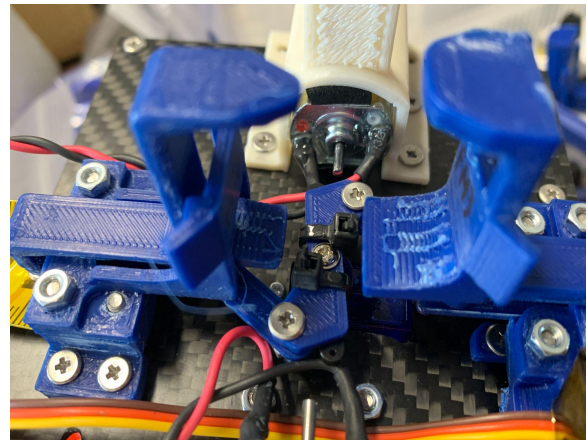


図 4.20 ドローン分離機構(回転部分)

- プロトタイプを動作させた様子を動画で示す。
YouTubeの動画URL: <https://youtu.be/xKcMKskoQ-o>
- ドローン電源投入機構とドローン分離機構の一連の動作を動画で示す。
YouTubeの動画URL: <https://youtu.be/M5CnhrKa370>

4.4 電装

以下の図 4.19にシステムブロック図を示す。

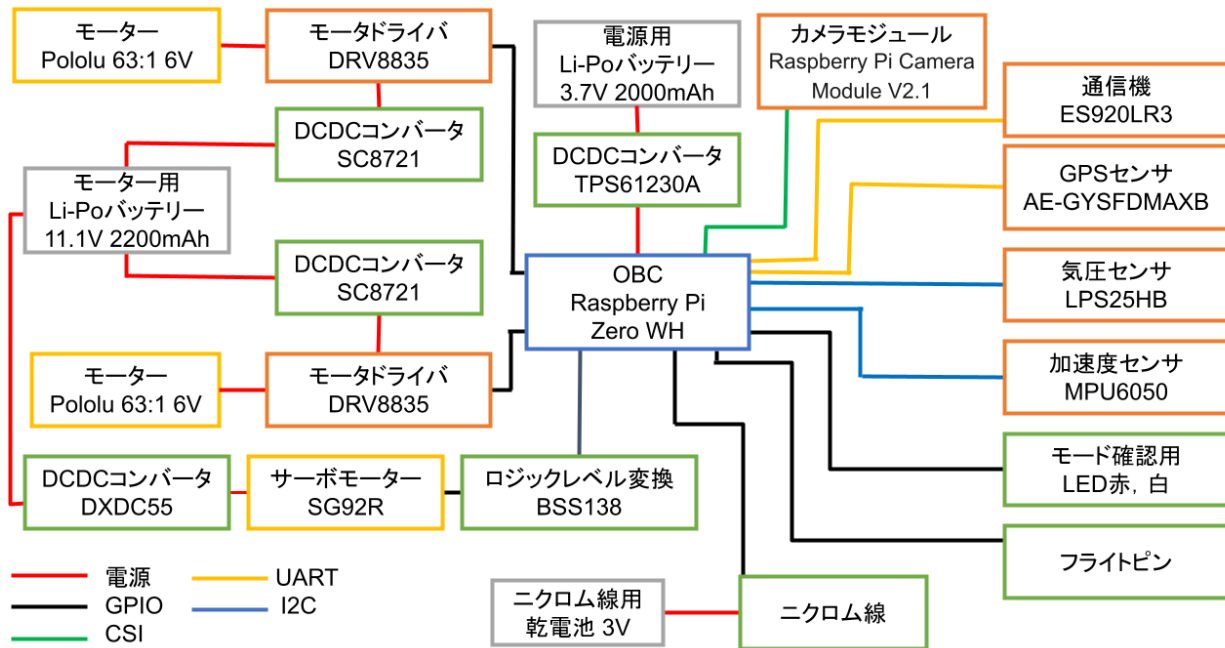


図 4.19 システムブロック図

ランバック部門に出場するためゴールまでの誘導はGPSセンサを使用する。これは主にゴールまでの誘導に用いる。気圧センサはロケットからの放出判定、着地判定に用いる。加速度センサは走行時のスタック判定やドローン分離時の判定基準として使用する。また、ロケット内での振動や静的荷重の測定に用いる。搭載するモータドライバDRV8835は1つで2つモータを制御することができるが、2つのモータを同時に使用する際は電流が1.5Aまでと制限されてしまうため、同一のモータドライバを2つ搭載した。カメラモジュールは着地後のパラシュート回避や画像認識によるゴール判定に用いる。

各センサへの電力供給はRaspberry Pi Zero WHから行う。Raspberry Pi Zero WHへの電力供給は3.7V2000mAhのLi-PoバッテリーをDCDCコンバータにおいて5Vに昇圧して投入する。モータへの電力供給は11.1V2200mAhのLi-PoバッテリーをDCDCコンバータにおいて6Vに降圧して投入する。子機電源投入・放出機構用のサーボモータへの電力供給は11.1VのLi-PoバッテリーをDCDCコンバータを通して5Vに降圧して投入する。


基板はプリント基板を用いる。GNDはすべて共通でベタとしているが、モータドライバとサーボモータは二つのLi-Poバッテリーがぶつかるため1点接地とした。

以下の表 4.4に搭載機器を示す.

表 4.4 搭載機器

No	名前	用途	URL
1	Raspberry Pi Zero	メインコンピュータ	https://rasberry-pi.ksvic.com/main/index/pdp.id/409/pdp.open/409
2	Raspberry Pi Camera Module V2.1	カメラモジュール	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-10518/
3	Pololu 63:1 6V	DCモーター	https://www.switch-science.com/catalog/7073/
4	AE-GYSFDMAXB	GPSセンサ	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09991/
5	DRV-8835	モータードライバ	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09848/
6	LPS25HB	気圧センサ	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-13460/
7	SC8721	DCDCコンバータ(モータ)	https://strawberry-linux.com/catalog/items?code=18721
8	TPS61230A	DCDCコンバータ(マイコン)	https://strawberry-linux.com/catalog/items?code=16123
9	MPU6050	加速度センサ	https://www.amazon.co.jp/VKLSVAN-MPU-6050
10	乾電池ボックス	ニクロム線用回路	https://www.marutsu.co.jp/pc/i/14736/
11	BSS138	ロジックレベル変換	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-13837/
12	SG92R	サーボモータ	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-08914/
13	LXDC55	DCDCコンバータ(サーボ)	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09981/
14	CR2	リチウム電池(ニクロム線)	https://www.yodobashi.com/product/100000001002740685/
15	KIOXIA 32GB	microSD (Raspberry Pi用)	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gS-15844/
16	ES920LR3	無線モジュール	https://tokyodevices.com/items/296
17	11.1V 2200mAh	Li-Po(モータ)	https://www.kkhobby.com/SHOP/BT117.html
18	3.7V 2000mAh	Li-Po(マイコン)	https://www.marutsu.co.jp/pc/i/836419/
19	PRI-A-003	カメラケーブル	https://www.marutsu.co.jp/pc/i/40266795/
20	電解コンデンサ	コンデンサ	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gP-03122/
21	OSW4YK3Z72A	3mm LED	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gI-11631
22	スイッチ	スイッチ	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gP-15707/
23	2228GG-RD	フライトピン	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gP-03888/
24	ニクロム線 0.5mm	ニクロム線	https://www.amazon.co.jp/gp/product/B07KP32MQL/ref=ppx_y_o_dt_b_asin_title_o04_s00?ie=UTF8&psc=1

また、最終的なコンポーネントを以下のリンクに示す.

 全体会計シート_審査書用

以下の図 4.20に回路図を示す。

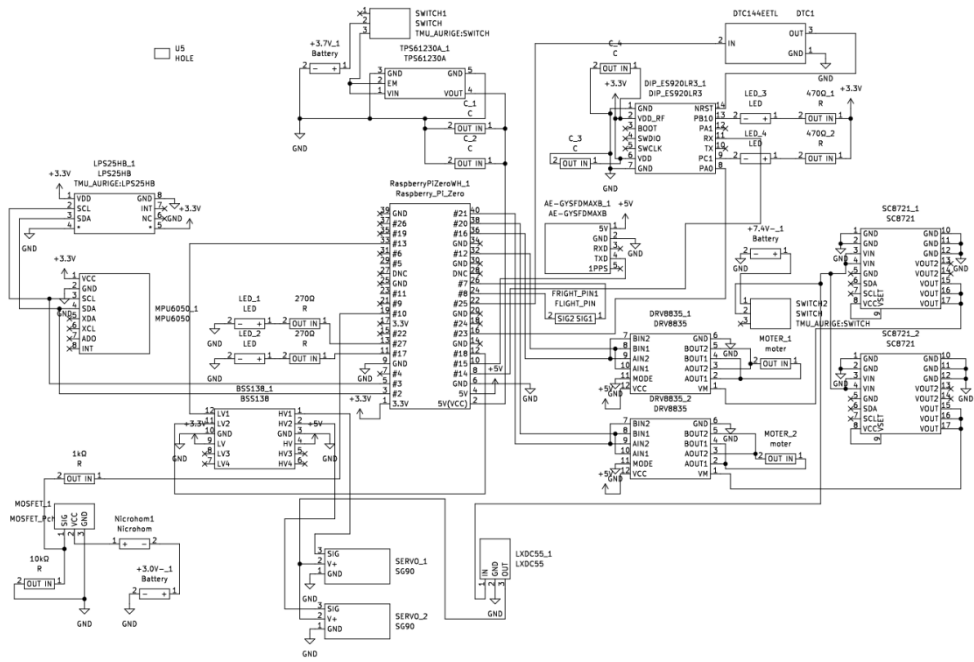


図 4.20 回路図

以下の図 4.21に回路のレイアウトを示す。

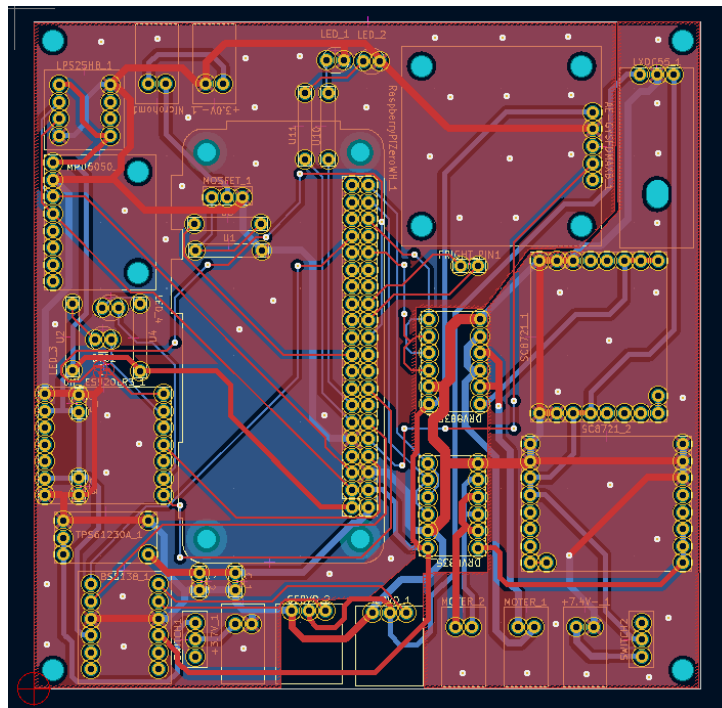


図 4.21 回路のレイアウト

以下の図 4.22にコンポーネントを実装した基板を示す。

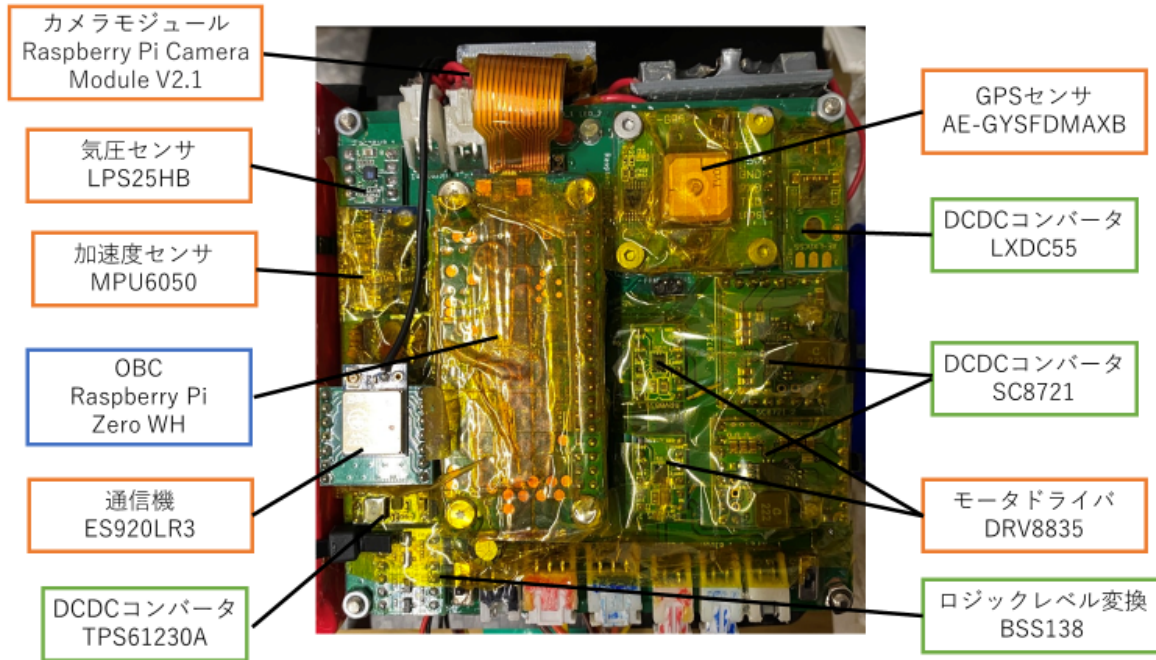


図 4.22 コンポーネントを実装した基板

4.5 アルゴリズム

図 4.23に今回のシステムのフローチャートを示し一連の流れについて示す。機体に電源を投入した後タイマーを起動する。打ち上げ後にフライトピンのチェックを繰り返し行いフライトピンが抜けたと判定し、その後に気圧が一定値以下ならば放出判定を行う。気圧の変動、及び加速度に変動がないと確認できたならば、着地判定を行いキャリア及びパラシュートの切り離しを行う。パラシュート回避を行った後に子機の分離を行う。子機は分離前に電源投入され、分離後には親機に搭載したOBCからの指示により飛行し轍の検出を行う。親機は、子機からの画像を基に進路を決定し、障害物回避後に再度GPSによる誘導を行いゴールまでの誘導を行う。ゴールから4m以内の円に入るとゴール判定を行う。GPSゴール判定後には画像認識を用いた0mゴールを実施する。

図 4.24に子機のフローチャートと轍検出アルゴリズムを示す。轍の検出は図中のimage processing中で行われる。取得した画像をグレースケール化し、二値化処理を行う。二値化処理を行うことで地面に轍、くぼみ、ふくみがあることを検知する。閾値は現地で取得する。

CanSatの制御方法は、移動距離とCanSatの現在向いている方向からの角度を指定する。今回取得する画像は1枚だけであり物体までの距離を正確に把握することはできないため、画像領域を短冊状に5分割し、最も障害物が少ない方向へ向かう誘導をおこなう。この時、画像から200m程度までは有意にデータを取得することができることを確認したため、十分な距離である500m先まで進むことを指示する。

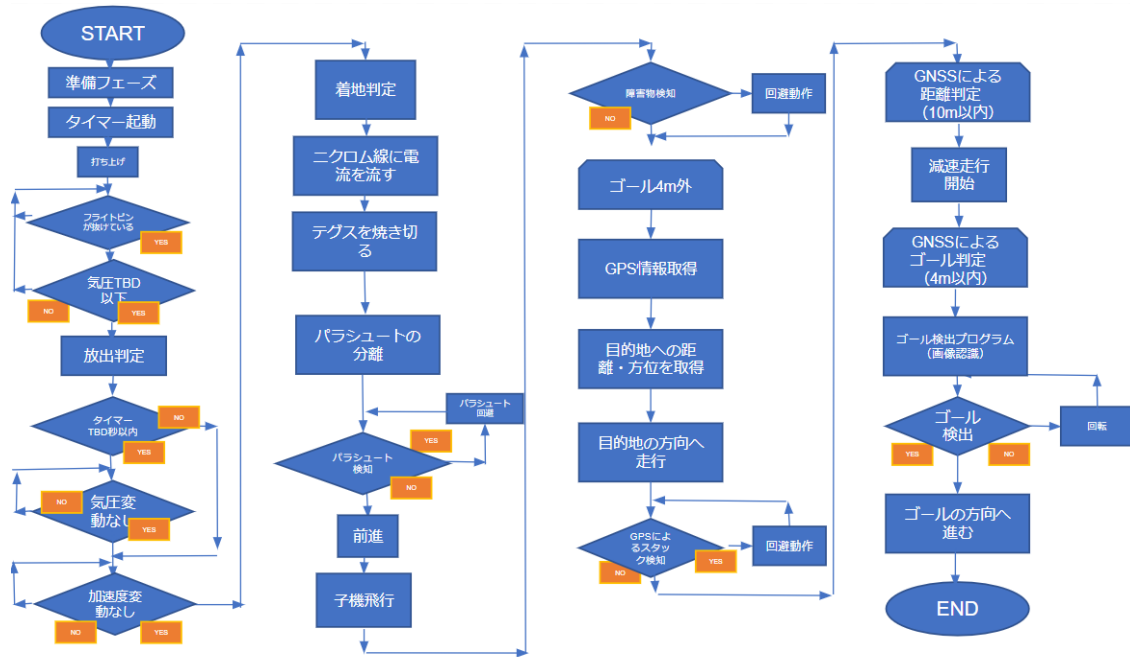


図 4.23 フローチャート

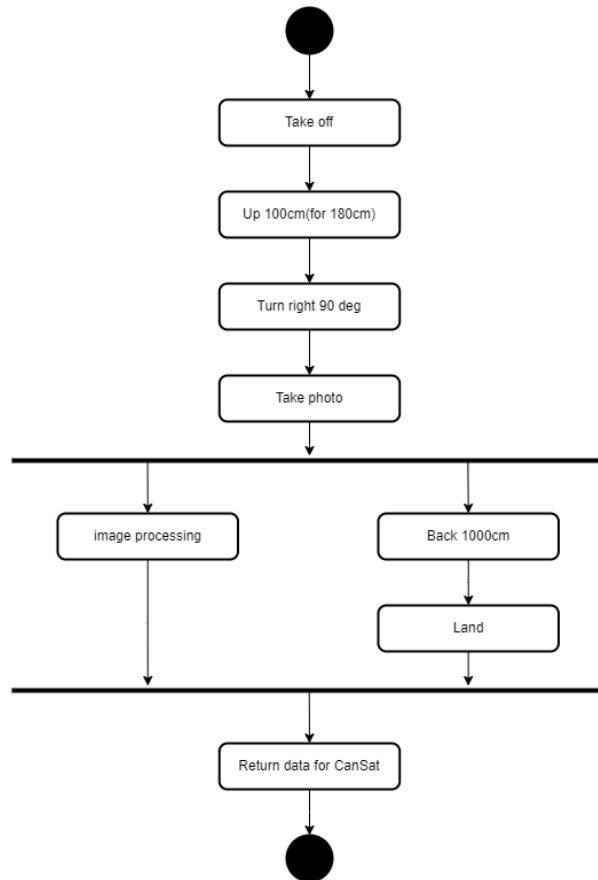


図 4.24 子機飛行フローチャート

第5章 試験項目設定

番号	検証項目名	対応する要求番号(複数可)	実施日
V1	質量試験	S1	7/17
V2	機体の収納・放出試験	S2	7/17
V3	着地衝撃試験	S7,M8	8/5
V4	通信機周波数変更試験	S32	8/7
V5	通信電源ON/OFF試験	S9	8/6
V6	パラシュート降下試験	S6, S7,S11	8/8
V7	パラシュート分離試験	S12	8/10
V8	子機分離試験	S16, S17, M1, M2	8/7
V9	走行性能確認試験	S24, S25, S26, M11	8/7, 8/8
V10	GNSSデータダウンリンク試験	S13, S14, M7	8/7
V11	ロングラン試験	S8, S28, M10	7/21
V12	準静的荷重試験	S3, S29	7/22
V13	振動試験	S4, S29	7/22
V14	分離衝撃試験	S5	7/22
V15	長距離通信試験	S10	7/9
V16	子機飛行試験	S18, M3, M4	6/24
V17	子機親機間通信・画像解析試験	S19, S20, S21, S22, M13	9/5
V18	親機誘導試験	S23, M5, M6, M14	9/11
V19	GNSS誘導試験(ゴール検知試験)	S15, S27, M9	8/10
V20	制御レポート作成試験	M12, M16	8/10
V21	End to End試験	S30, S31, M15	9/7,8

第6章 実施試験の内容

v1. 質量試験

- 要求項目
 - 【S1】CanSatの質量は、1050g以下である必要がある
- 目的
 - 減速機構を含むCanSatの全体重量が、OpenClassのレギュレーションである1050g以下であることを確認する。
- 試験内容
 - 減速機構を含むCanSatの全重量を計測し、1050g以下であることを確認する。
- 結果
 - 試験の様子を図6.1.1に示す。質量計に表示されている値は、キャリアやポリカ板を載せた状態で零点補正をした値であり、CanSatの質量そのものを示す。質量計には1027[g]と表示されており、レギュレーション以下であることを確認できた。

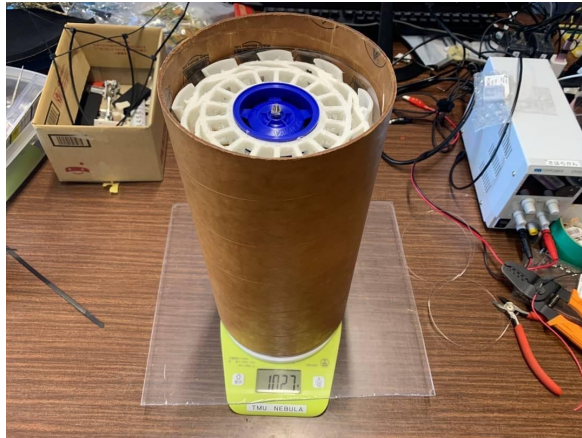


図 6.1.1 質量試験の様子

- 考察
 - 本機体はシステム要求S1を満たすことを確認した。
 - 20g程度のマージンがあるため、不測の事態が発生した場合でも対応可能だと考えられる。

v2. 機体の収納・放出試験

- 要求項目
 - 【S2】CanSatのサイズは、直径146mm以下、高さ240mm以下である必要がある
- 目的
 - CanSat本体とパラシュートを含む減速機構の容積が、OpenClassのレギュレーションである直径146mm×高さ240mm以下であることを確認する。
- 試験内容
 - レギュレーションで定められている高さと幅が等しいキャリアにCanSatを収納できることを確認する、そして、定規を用いて直径と高さを測定し、レギュレーション以下であることを確認する。

- キャリアから自重で落下することが確認できれば、幅がレギュレーション以下であると共にロケットからもスムーズに放出されることが考えられるため、CanSatが自重で落下することも本試験で確認する。
- 結果
 - 図6.2.2の通り、高さが240mm以下であることを確認できた。また、図6.2.3と放出時の動画から、幅が146mm以下であることを確認できた。

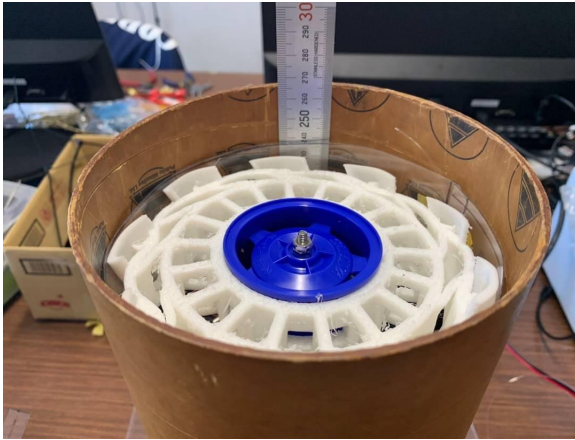


図 6.2.2 CanSatの高さ測定の様子



図 6.2.3 CanSatの幅測定の様子

- 放出時の様子をYouTubeに投稿した。
YouTubeの動画リンク: https://youtu.be/U8K_oNcaLZs
- 考察
 - 本機体はシステム要求S2を満たすことを確認した。
 - 内キャリアの締め付け具合によっては放出しないこともあるため、組み立て手順書などを作成した上で定量的に設定する必要があると考えられる。

v3. 着地衝撃試験

- 要求項目
 - 【S7】着地衝撃を受けてもCanSatに搭載したコンポーネントが機能する必要がある
 - 【M8】CanSatが着地衝撃を受けてもミッションを完遂できる必要がある
- 目的
 - CanSatが着地する時の衝撃に耐えることを確認する。
 - 着地後に、構造と電装が正常に機能することを確認する。
- 試験内容
 - CanSatには子機分離機構や子機放出機構を搭載するため、終端速度が速いと破損する可能性があるため、終端速度は比較的遅い4.0m/sと設定した。ここで、重力加速度を $9.8m/s^2$ とおくと、位置エネルギーと運動エネルギーの関係から

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

であり、式を変形すると、

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

となり、終端速度4.0m/sで地面に着地するのを模擬するためには、上式より上空0.82mからCanSatを自由落下させればよいことがわかる。よって、上空0.82mの高さからCanSatを自由落下させる。

- 着地の衝撃にモータの軸、構体が耐えられるかを確認する。
- その後、ハード・ソフトともにミッションに支障をきたす損傷がないかも確認する。
- 結果
 - 着地衝撃試験を3回実施した。3回の試験において、どの回においてもモータ軸の損傷、構体の破損、電装機器の破損はなかった。
 - 以下に試験の様子を示す。
 - i. 1回目の動画リンク: <https://youtu.be/hmfGB-BATY0>
 - ii. 2回目の動画リンク: <https://youtu.be/AVqj6XZKmh8>
 - iii. 3回目の動画リンク: <https://youtu.be/Gnbk1AI7MMc>
- 考察
 - 本機体はシステム要求S7、ミッション要求M8を満たすことを確認した。

v4. 通信周波数変更試験

- 要求項目
 - 【S32】無線のチャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整ができること
- 目的
 - 他チームとの混線を防ぐため、CanSatに搭載する無線機の周波数を変更できることを確認する。
- 試験内容
 - CanSatに搭載する通信機はEASEL社製のES920LR3である。図6.4.1の通り、LoRa変調を行う場合、帯域幅125kHz以下の場合はチャンネル数が38、帯域幅が250kHzである場合はチャンネル数が19となっており、本大会に参加するチームは12チームであることから十分なチャンネル数があることを確認できる。よって、複数のチャンネルに変更することができれば、周波数を変更する意思があると示すことができると考えられる。
 - 事前にペアリングしたCanSat側の通信機から地上局を想定した通信機にデータを送信する。次にローバー側の通信機のチャンネルを変更し、地上局でデータが受け取れないことを確認し、再度元のチャンネルに戻すことにより周波数を変更できることを確認する。また、これらのチャンネルを設定した際のコマンド履歴を確認する。

4.2.2. LoRa 変調

① 帯域幅・チャンネル

ARIB STD-T108の規定により920.6～928.0MHzの帯域を使用します。

帯域幅	チャンネル数	備考
125kHz以下	38ch	920.6MHzから200kHz間隔
250kHz	19ch	920.7MHzから400kHz間隔

図 6.4.1 通信機ES920LR3のチャンネル数

(EASEL社 特定省電力無線モジュール ES920LR3 データシート Version 1.05, p11より引用

https://easel5.com/documents/files/ES920LR3%E3%83%87%E3%83%BC%E3%82%BF%E3%82%B7%E3%83%BC%E3%83%88_1.05.pdf (引用日: 2022年7月6日))

● 結果

- 事前にCanSat搭載の通信機ES920LR3と地上局の通信機ES920LR3をチャンネル1に設定した。CanSatに搭載する通信機から模擬データを送信し、地上局で受信することを確認した。その次に、CanSat側の通信機のみ周波数チャンネルを3に変更し、その状態でCanSat側からデータを送信し地上局で受信できないことを確認した。その後、再度周波数チャンネルを1に戻し、通信ができることを確認した。
- 以下の図 6.4.1は周波数チャンネルを元に戻した後の通信ログであるが、CanSatから地上局へと通信が再開されたことが確認できる。

```
COM3 - Tera Term VT
LORA > save
save parameter ... Done
LORA > start
OK
---- operation mode is ready ----
--> receive data info[panid = 0001, srcid = 0001, dstid = 0000, length = 07]
Receive Data(TMJ 123)
--> receive data info[panid = 0001, srcid = 0001, dstid = 0000, length = 07]
Receive Data(TMJ 456)
--> receive data info[panid = 0001, srcid = 0001, dstid = 0000, length = 07]
Receive Data(TMJ 123)
--> receive data info[panid = 0001, srcid = 0001, dstid = 0000, length = 07]
Receive Data(TMJ 456)

COM7 - Tera Term VT
RF Mode : TxRx
Protocol Type : Private LoRa
Rx Boosted : ON
LORA > save
save parameter ... Done
LORA > start
OK
---- operation mode is ready ----
TMJ 123
<-- send data info[panid = 0001, srcid = 0001, dstid = 0000, length = 07]
TMJ 456
<-- send data info[panid = 0001, srcid = 0001, dstid = 0000, length = 07]
```

図 6.4.1 CanSat側のモニタ(左)と地上局のモニタ(右)

- 試験の様子をYouTubeに投稿した。
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/XOGU7HW-8ck>

● 考察

- 機体はシステム要求S32を満たすことを確認した。

v5. 通信電源ON/OFF試験

- 要求項目
 - 【S9】打ち上げ時の無線機の電源OFFの規定を遵守できることが確認できている（FCC認証かつ100mW以下の機器はOFFしなくて良い。また、スマートフォンを用いる場合はFCC認証かつソフトウェアまたはハードウェアスイッチでoffにできること）
- 目的
 - ロケット内においては、CanSatに搭載している通信機の電源はOFFである必要があり、放出判定後に通信機をONにする必要があるため、それらの機能を確認する。
- 試験内容
 - CanSatに搭載する通信機はES920LR3である。この通信機には電源を発信しないsleep機能があり、外部のマイコンから割り込み起床をさせることにより、通信機の電源をOFFからONにすることができる。
 - CanSatに搭載したRaspberry PiのGPIOピンをES920LR3に接続し、Raspberry Pi側でHIGHに設定していたGPIOピンをLOWにすることにより、sleep機能が解除されることを確認する。sleepが解除されるとともにRaspberry Piから通信機にデータを送信するように事前に設定し、受信した通信機が地上局にデータを送信し、地上局に接続しているPCで受信できることを確認する。
- 結果
 - CanSatに搭載するOBCと通信機のsleepピンを基板上で接続し、オンボードコンピュータであるRaspberry Pi ZeroのピンをHIGHにすることにより通信機のRF部を止めるsleep機能が働き、電波が発せられない状態となることを確認した。オンボードコンピュータのピンをLOWにすることによりsleep機能が解除され、通信機のRF部の電源がONになり、通信ができるようになることを確認した。以下の図6.5.1のログではssleep_mode_offとなっており、それ以前のデータは受信できていないものの、sleepモードを解除した場合のみ受信できるsleep_mode_offは受信できているため通信が開始されたことが確認できた。

```
ssleep_mode_off
TMU_AURIGA
11
22
33
TMU_AURIGA
11
22
33
TMU_AURIGA
11
22
33
TMU_AURIGA
11
22
33
```

図 6.5.1 Tera Termで受信した地上局のログ

- 試験の様子をYouTubeに投稿した。
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/7oycXid3Sr8>

- 考察
 - 通信機はシステム要求S9を満たすことを確認した。

v6. パラシュート降下試験

- 要求項目
 - 【S6】地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有し、その性能が試験で確認できている
 - 【S7】着地衝撃を受けてもCanSatに搭載したコンポーネントが機能する必要がある
 - 【S11】着地時に減速機構が絡まない必要がある
- 目的
 - キャリアから放出された後、パラシュートが正常に展開することを確認する。
 - 気圧センサの変動から、パラシュートの終端速度が3~5[m/s]であることを確認する。
 - CanSatの機体が着地衝撃に耐えられることを確認する。
 - 着地後にパラシュートを含む減速機構がCanSatに覆いかぶさらないことを確認する。
- 試験内容
 - パラシュートを畳んだ状態でキャリアに収納し、キャリアから自由落下させ開傘させる。
 - 着地時にCanSatに損傷がないか、ソフト・ハードともにミッションを達成できる状態であるかを確認する。
- 結果
 - 試験を4回実施し、すべてパラシュートは正常に開いた。またパラシュートは機体に覆いかぶさらなかった。取得した海拔高度と時間のグラフを図6.6.1に示す。この4回の試験の平均終端速度は3.78m/sであった。

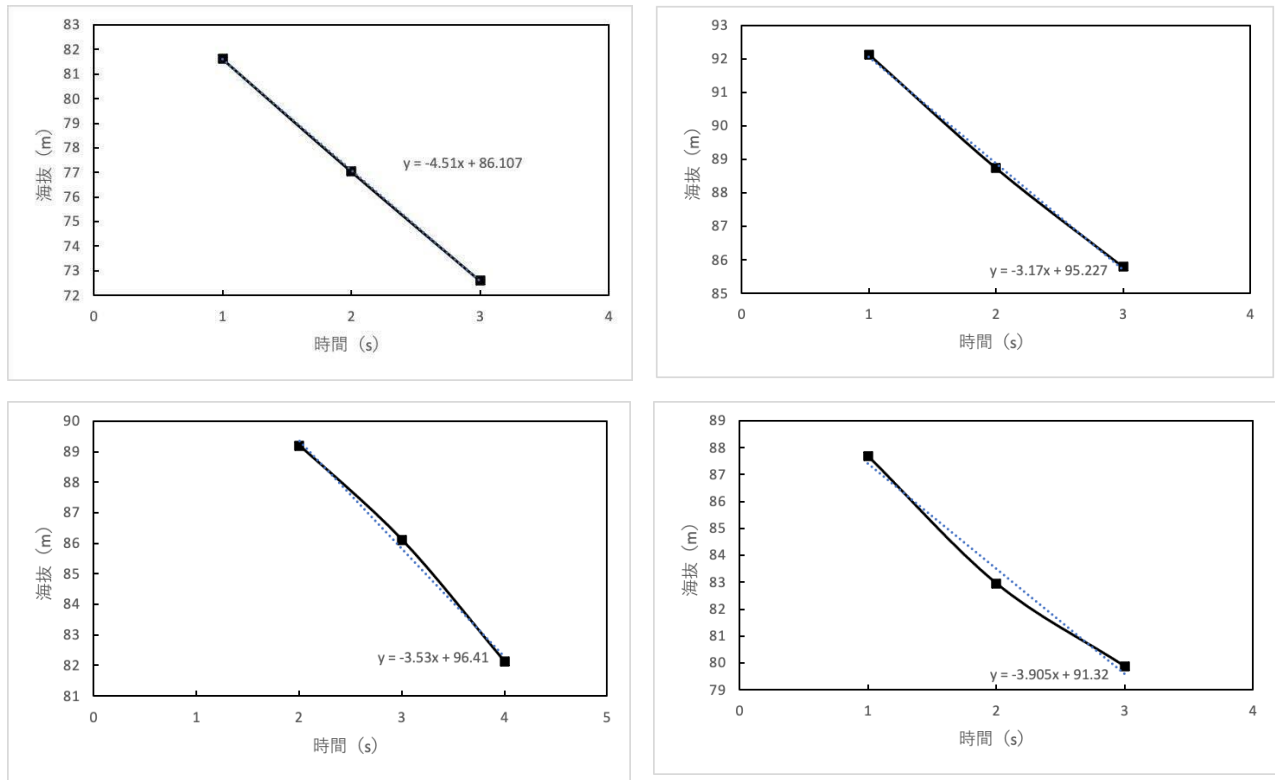


図 6.6.1 降下時のパラシュートの海拔高度と時間

- 考察
 - 本機体はシステム要求S6,S7,S11を満たす.
 - パラシュートは終端速度3~5[m/s]であり,十分に減速できることを確認した.

v7. パラシュート分離試験

- 要求項目
 - 【S12】CanSatが着地後に分離機構を分離する必要がある
- 目的
 - CanSatが着地後に,ニクロム線を用いて機体とパラシュートを接続している内キャリアを分離することを確認する.
 - 機体に搭載したカメラとRaspberry Pi Zeroを用いて, CanSatの進行方向を撮影し,撮影した画像からパラシュートの有無を判別させ,パラシュート回避行動が適切に行われることを確かめる.
- 試験内容
 - パラシュートでCanSatを落下させ,着地判定を行う.その後,ニクロム線を用いてテグスを焼き切り内キャリアを展開し,画像解析からパラシュートの有無を判断する.パラシュートがCanSatの進行方向にあった場合,パラシュート回避行動を実施することを確認する

- 結果
 - 試験時の動画を次に示す。3回の投下ともCanSatは着地後に内キャリアを展開し、画像判定を用いてパラシュートの有無を判断し、走行によって内キャリアから分離した。その後の搭載機器の確認においても電装、構体ともに損傷はなく、ミッションを実施できることを確認した。
 - 試験の様子をYouTubeに投稿した。
 YouTubeの動画リンク(1回目): <https://youtu.be/aLRA661HZMQ>
 YouTubeの動画リンク(2回目): <https://youtu.be/27PO-Gfx3WU>
 YouTubeの動画リンク(3回目): <https://youtu.be/fBQAjbb611g>
- 考察
 - 本機体はシステム要求S12を満たすことを確認した。

v8. 子機分離試験

- 要求項目
 - 【S16】子機を分離するための分離機構が必要である
 - 【S17】子機を分離するための分離制御が必要である
 - 【M1】障害物検知用の子機を分離するための装置が必要である
 - 【M2】障害物検知用の子機を分離するための制御が必要である
- 目的
 - 本ミッションにおいては、子機を用いるためCanSatからの分離が必要である。また、電源も外部から入れる必要があるため、それらが一連のシーケンスで実施されるかを確認する。
- 試験内容
 - CanSatに子機(ドローン)を搭載した状態で、電源投入機構を用いて子機に電源を入れ、子機分離機構を用いて子機を地面に落下できることを確認する。
 - 子機がCanSatの胴体に絡まることなく地面に着地し、親機が退避行動をした。
 - 子機(ドローン)は電源を入れると、LEDが緑色や赤色の点滅を繰り返し、橙色の点滅になるため、電源が入ったか否かはLEDの点滅から判断する。その様子を動画に示す。
 YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/6OTw0gEIIMM>
- 結果
 - 5回実施した。5回とも電源投入機構を用いて子機に電源を入れ、子機分離機構を用いて子機を地面に落下できることを確認した。その後親機が退避行動をとることも確認した。
 - YouTubeの動画リンク(1回目): <https://youtu.be/VseCZAcfEb4>
 - YouTubeの動画リンク(2回目): <https://youtu.be/UhSPfFobPeM>
 - YouTubeの動画リンク(3回目): <https://youtu.be/KHlvUhlWNUc>
 - YouTubeの動画リンク(4回目): https://youtu.be/UwBAPn0Po_8
 - YouTubeの動画リンク(5回目): <https://youtu.be/ClaHIP-kNzs>
- 考察
 - 本機体はシステム要求S16, S17, ミッション要求M1, M2を満たすことが確認できた。

v9. 走行性能確認試験

- 要求項目
 - 【S24】ゴール地点への移動に使用するタイヤを回転させるモータが必要である
 - 【S25】CanSatがスタックを検知する必要がある
 - 【S26】CanSatがスタックしても元の走行に戻る必要がある
 - 【M11】CanSatがスタック時に脱出する必要がある
- 目的
 - CanSatがスタックした場合に想定し、スタックを検知から脱出できることを確認する。
- 試験内容
 - 轍の深さは、CanSatのタイヤ展開時の大きさである半径90mmよりも大きい轍とする
 - 轍の幅は、CanSatの進行方向に対する長さ(半径90mm)以上とする。
- 結果
 - 図 6.9.1のような模擬轍を砂場に作して試験を行った。深さ約130mmの穴の横に高さ約30mmの山を作成した。穴の底と山の頂点との落差は約160mmである。



図 6.9.1 作成した模擬轍

- 進入角度30°、進入角度45°で模擬轍に進入した様子を動画①、動画②に示す。いずれもCanSatはタイヤで砂を掻き分け、模擬轍を脱出した。
 - i. 動画① (進入角度30°): <https://youtu.be/wM4XCXbJvAM>
 - ii. 動画② (進入角度45°): <https://youtu.be/l7slJx4N6IM>
 - 次に図6.9.1に示した穴の底にCanSatを配置し、そこから山の方向に走行を開始した様子を動画③に示す。CanSatは山を突破することができなかった。その後図6.9.1の模擬轍よりも浅い穴で同様の試験を行った様子を動画④に示す。CanSatは穴から脱出することができた。
 - i. 動画③ (模擬轍の穴の底から): <https://youtu.be/yPNxICw4uJ8>
 - ii. 動画④ (模擬轍よりも浅い穴の底から): <https://youtu.be/k5vNEj2sacQ>
 - 次に悪路の走行を想定して、傾斜約30°の坂を走行させた様子を動画⑤に、ランダムに起伏がある砂場を走行させた様子を動画⑥に示す。いずれもCanSatは停止することなく走行することができた。
 - i. 動画⑤ (坂): <https://youtu.be/3fQozxvK8as>
 - ii. 動画⑥ (砂場): <https://youtu.be/svWIKQN76gU>
- 考察

- CanSatは大抵の障害物は乗り越えることができると考えられるが、レアケースであるが落差約160mmを超えることができなかつたため、こういった場合に備えてタイヤの改良またはソフトウェアアルゴリズムの改良が必要である。
- 機体はシステム要求S24, S25, S26, ミッション要求M11を満たすことを確認した。

v10. GNSSデータダウンリンク試験

- 要求項目
 - 【S13】位置情報を取得し、ゴールまでの誘導に必要な情報を取り出せる必要がある
 - 【S14】ロスト対策としてCanSatからのデータを複数の地上局で受信できる必要がある
 - 【M 7】CanSatが位置座標を取得する必要がある
- 目的
 - ロケットから放出された後にCanSatを追跡する方法として、CanSatが自己位置を発信できることを確認する。
- 試験内容
 - CanSatに搭載しているGPSセンサ, Raspberry Pi Zero, 通信機ES920LR3を用いて、GNSSセンサで取得したデータをラズパイで処理し、無線機でPCに接続された地上局に送信、地上局で受信できることを確認する。
 - 送信データは、CanSat側の位置情報(経度, 緯度), 時刻が入ったデータとし、受信側はTeraTermを用いて受信できることを確認する。
- 結果
 - 図6.10.1は地上局のモニタであり、CanSatからの送信されたデータを地上局で受信することができた。また、このデータをGoogleMaps上で表示したところ、CanSatの軌跡を表示することができ、実際に走行した軌跡と大きな差がないことから正常にGNSSデータのダウンリンクができたと考えられる。

```
COM3 - Tera Term VT
ファイル(F) 編集(E) 設定(S) コントロール(O) ウィンドウ(W) ヘルプ(H)
163558.0,139.366093333,35.6611066667
163558.0,139.366093333,35.6611066667
163558.0,139.366093333,35.6611066667
ssleep_mode_off
164007.0,139.365971667,35.6611233333
164011.0,139.365971667,35.6611216667
164020.0,139.366043333,35.6611733333
164024.0,139.366095,35.66119
164033.0,139.366196667,35.6612166667
164037.0,139.366253333,35.6612366667
164041.0,139.366303333,35.6612566667
164050.0,139.366425,35.66129
164053.0,139.366463333,35.6613016667
164102.0,139.36657,35.66136
164106.0,139.366601667,35.6613933333
164115.0,139.366706667,35.6614566667
```

図 6.10.1 地上局で受信したCanSatからの送信データ



図 6.10.2 Google Map上でプロットした走行の軌跡

- 考察
 - システム要求S13, S14, ミッション要求M7を満たすことを確認できた。

v11. ロングラン試験

- 要求項目
 - 【S8】打ち上げ待機中に電力を抑える工夫が必要である
 - 【S28】CanSat が正常に動作するための電力を供給できる必要がある
 - 【M10】CanSatにミッションを完遂できる電力を供給する必要がある
- 目的
 - 打ち上げ待機時間は, ARLISS2022のレギュレーションによると最大で60分となっている。また, 作成したCanSatは時速5kmで走行するため, 最大走行距離を7kmと想定しているため90分の走行時間が必要である。よって, 走行時間にマージンを取り120分間走行できることを確認する。
 - タイヤが運用想定時間内において走行に支障をきたす著しい破損がないことを確認する
- 試験内容
 - CanSatに電源を入れた状態で60分間待機させた後, 公園において120分間走行できることを確認する。
- 結果
 - 試験の様子を撮影した動画を以下のリンクに示す。動画は大学近くの松風公園での試験の様子である。まず, ロケット搭載時間を模擬するため, 60分間CanSatに電源を入れた状態で待機した。その次に, 実際の走行を模擬し, 120分間円を描くように走行させた。時折, 周りのフェンスなどにぶつかるため, その際はテールを持って軌道を修正していた

が、バッテリーが途中で尽きることなく120分間の走行ができた。モーター用のLi-Poバッテリーの電圧は試験前は12.53V、試験後は11.42Vであった。また、ラズパイ用のLi-Poバッテリーの電圧は試験前は4.03V、試験後は3.91Vであった。

- 本機体のタイヤは運用想定時間内において、走行に支障をきたす著しい破損はみられなかった。
- 以下は試験の様子である。
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/aTSndJNtMNI>
- 考察
 - 本機体に搭載しているバッテリーは待機時間60分、走行時間120分を正常に動作するための電力を供給できていると考えられる。これは、モーター用のLi-Poバッテリーの定格電圧は11.1V、ラズパイ用のLi-Poバッテリーの定格電圧は3.7Vであり、試験後の電圧はこれを上回っているためである。
 - 本機体はシステム要求S8, S28, ミッション要求M10を満たす。

v12. 準静的荷重試験

- 要求項目
 - 【S3】打ち上げ時の準静的荷重(10G)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
 - 【S29】親機が振動や衝撃などで電源が落ち、再度復帰してもミッションを行える必要がある
- 目的
 - 打ち上げ時の準静的荷重によってCanSatが機械的、電気的な破損および異常をおこさないことを確認する。
- 試験内容
 - 埼玉県入間市にある日本高度信頼性評価試験センター(IMV)にある振動試験機を用いてロケット打ち上げ時の機械的環境を模擬した準静的荷重を付加する。
 - 準静的荷重試験の試験条件としては、ARLISS2022のレギュレーションに従い、正弦波振を10[G], 20[Hz], 加振時間を20[sec]とした。
 - CanSatは電源を投入し、加振機のキャリアに本番と同様に収納する。準静的荷重、振動荷重、衝撃荷重の準で荷重を加える。その後、CanSatを取りだし、構造的な破損、電装機器が動くことを確認する。
 - 試験装置を以下に示す。

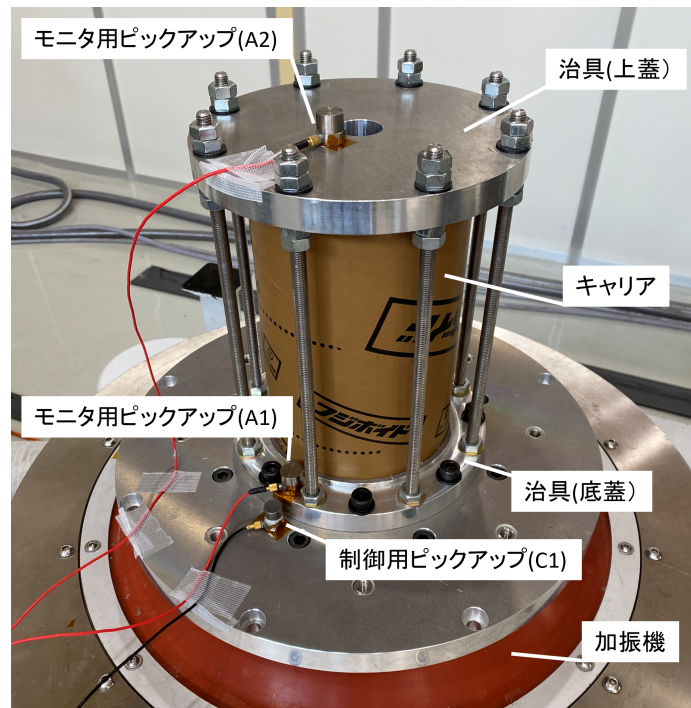


図 6.12.1 試験装置

- 結果
 - レギュレーションで求められている応答加速度10[G]となるよう20[s]の間、正弦波加振を実施した。準静的荷重試験の結果を以下の図6.12.2に示す。図6.12.2より、目標値である10[G]に近い値がピックアップA1とA2で20[s]間取得することができていた。試験後にキャリアから取り出した後も搭載機器の損傷はなかった。

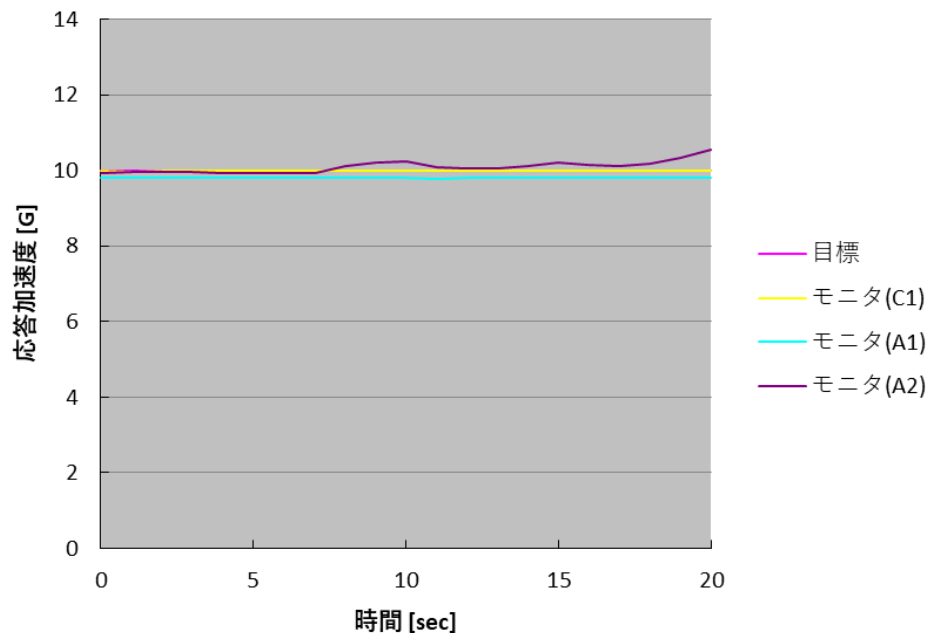


図 6.12.2 準静荷重試験の結果

- 試験動画を以下のリンクに示す。
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/sQDGjitSeHc?t=1299>
- 考察
 - ピックアップA1とA2で目標値に近い値を取得することができ、打ち上げ時のロケットない環境を再現することができたと考えられる。
 - 構造的な破損が無いこと、電装機器が動作することを確認することができた。よって、機体はシステム要求S3, S29を満たす。

v13. 振動試験

- 要求項目
 - 【S4】打ち上げ時の振動荷重(正弦波 30~2000Hzで15G または同等のランダム振動)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
 - 【S29】親機が振動や衝撃などで電源が落ち、再度復帰してもミッションを行える必要がある
- 目的
 - 打ち上げ時の準静的荷重によってCanSatが機械的、電気的な破損および異常をおこさないことを確認する。
- 試験内容
 - 埼玉県入間市にある日本高度信頼性評価試験センター(IMV)にある振動試験機を用いてロケット打ち上げ時の機械的環境を模擬した振動荷重を付加する。
 - 振動荷重試験の試験条件としては、ARLISS2022のレギュレーションに従い、ランダム

- 加振15Gms, 50~2000Hz, 60[s]とした。
 - CanSatは電源を投入し, 加振機のキャリアに本番と同様に収納する。準静的荷重試験と同時に実施であるため準静的荷重, 振動荷重, 衝撃荷重の準で荷重を加える。その後, CanSatを取りだし構造的な破損ないこと, 電装機器が動くことを確認する。
 - 試験装置は図6.12.1と同じである。
- 結果
 - 目標の波形データを15[Grms]とし, 目標の波形となるよう加振周波数30~2000[Hz], 60[s]でランダム加振を実施した。以下の図 6.13.1が振動試験結果である。

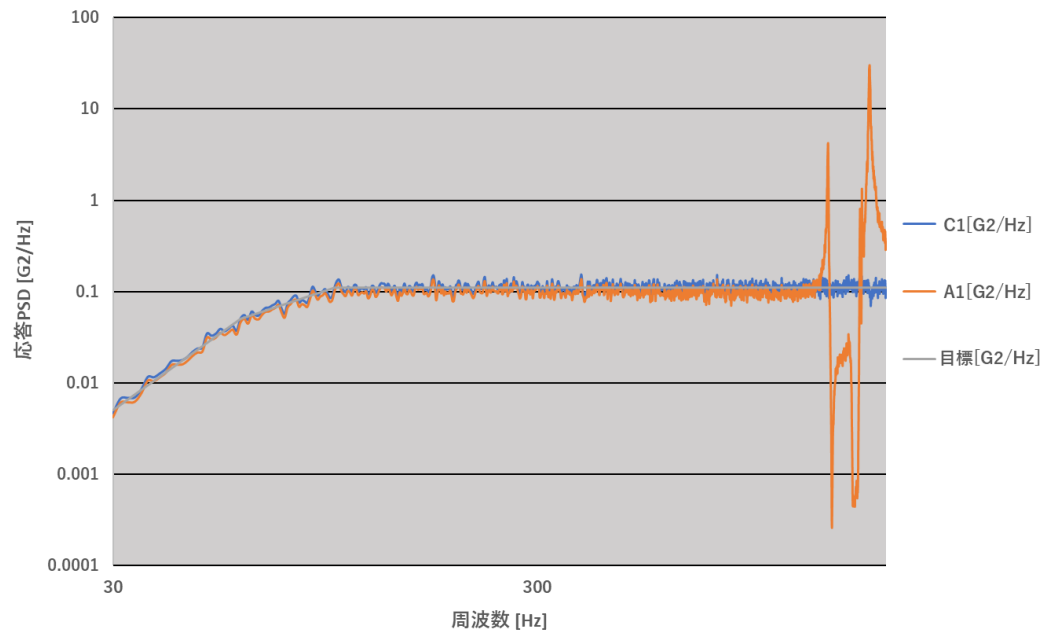


図 6.13.1 振動試験の結果

- 図6.13.1より, 制御用ピックアップが目標値に近い応答PSDを確認した。ピックアップモニタA1は1200[Hz]以降では目標値から離れた応答PSDとなっていた。
 - 試験動画を以下のリンクに示す。
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/sQDGjitSeHc?t=1650>
 - V12~V14の試験後にCanSatをキャリアから出し, 動作させた。動作の様子を以下のYouTubeに投稿した。
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/sQDGjitSeHc?t=2543>
- 考察
 - C1は目標値に近い応答PSDを確認したが, A1は1200[Hz]付近から目標値から乖離した値となっており, 治具との共振があったと考えられる。よって, そのような環境は実際の打ち上げよりも過酷な環境であり, CanSatはシステム要求S4, S29を十分に満たすと考えられる。

v14. 分離衝撃試験

- 要求項目
 - 【S5】ロケット分離時(パラシュート開傘時)の衝撃荷重(40G)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

- 目的
 - 打ち上げ時の準静的荷重によってCanSatが機械的、電気的な破損および異常をおこさないことを確認する。
- 試験内容
 - 埼玉県入間市にある日本高度信頼性評価試験センター(IMV)にある振動試験機を用いてロケット打ち上げ時の機械的環境を模擬した分離衝撃荷重を付加する。
 - 準積的荷重試験の試験条件としては、ARLISS2022のレギュレーションに従い、正弦波半ショック加振で最大40[G]として、60%、80%、100%の三段階に分けて連続して加振させる。
 - CanSatは電源を投入し、加振機のキャリアに本番と同様に収納する。準静的荷重、振動荷重衝撃と同時実施であるため、準静的荷重、振動荷重の順で荷重を加える。その後、CanSatを取りだし構造的な破損、電装機器が動くことを確認する。
 - 試験装置は図 6.12.1と同じである。
- 結果
 - 目標の加速度を40G(100%)、32G(80%)、24G(60%)とし、正弦波半ショック加振を実施した様子を図6.14.1に示す。

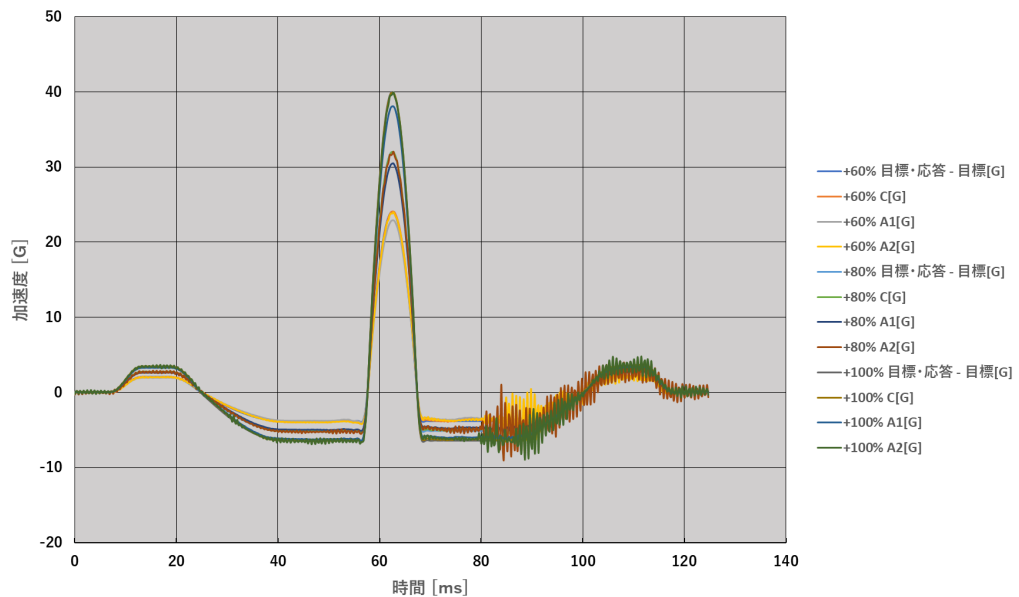


図 6.14.1 分離衝撃試験結果(上方向)

- 図6.14.1より、3通りの加振において、A1は目標値に到達していなかったが、CとA2では目標値に近い応答加速度を確認した。
- 同様に下方向への分離衝撃加振も行った。目標の加速度を-40G(100%)、-32G(80%)、-24G(60%)とし、正弦波半ショック加振を実施した様子を図 6.14.2に示す。

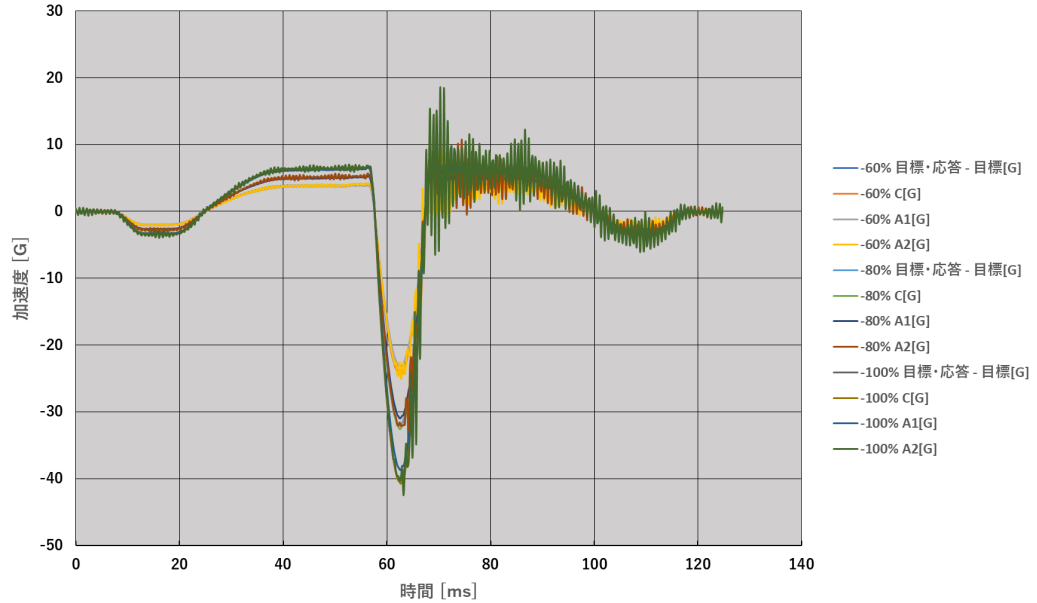


図 6.14.3 分離衝撃試験結果(下方向)

- 図6.14.3より, 3通りの加振においてA1は目標値に到達していなかったが, CとA2では目標値に近い応答加速度を確認した.
- 試験動画を以下のリンクに示す.
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/sQDGjitSeHc?t=1852>
- V12~V14の試験後にCanSatをキャリアから出し, 動作させた. 動作の様子を以下のYouTubeに投稿した.
YouTubeの動画リンク: <https://youtu.be/sQDGjitSeHc?t=2543>
- 考察
 - ピックアップA1では目標値を再現する応答加速度を検出することはなかったが, CとA2では目標値に近い応答加速度を確認することができたため, この試験では, 実際のロケットからの分離衝撃を再現することができたと考えられる. よって, 機体はシステム要求S5を満たす.

v15. 長距離通信試験

- 要求項目
 - 【S10】ロストへの対策を実施しており, 有効性が試験で確認できている
- 目的
 - ロケットから放出された後, CanSatが高度3~4kmから位置情報を送信することが求められているため長距離通信できることを確認する. そして, ロスト対策として有効であることを確認する.
- 試験内容
 - CanSatに搭載するES920LR3のアンテナにワイヤアンテナを用いる. 地上局側にはES920LR3に外付けアンテナを装着する. 以下の図 6.15.1に示すデータシートによると, 外付けアンテナとワイヤアンテナを用いると見通し5kmの通信が可能であるとされている. そのため, まずは見通し距離5kmで通信ができることを確かめる.
 - 試験場所は見通しが良い多摩川沿いで実施する. まずは, CanSatと地上局が2.5km離

れた状態で通信できることを確認する(図6.15.2). その次にCanSat側は滝山城丸の跡
 周辺(標高170m), 地上局側は多摩川に架かる日立橋に移動し, 7.4kmの通信ができる
 ことを確認する.(図 6.15.3)

アンテナタイプ	通信距離の目安	
	LoRa変調使用時	FSK変調使用時
外付けアンテナ — 外付けアンテナ	見通し10km	見通し1200m
外付けアンテナ — ワイヤーアンテナ	見通し5km	見通し400m
ワイヤーアンテナ — ワイヤーアンテナ	見通し2km	見通し200m

図 6.15.1 ES920LR3の通信距離

(EASEL社 特定省電力無線モジュール ES920LR3 データシート Version 1.05, p9より引用
https://easel5.com/documents/files/ES920LR3%E3%83%87%E3%83%BC%E3%82%BF%E3%82%B7%E3%83%BC%E3%83%88_1_05.pdf (引用日: 2022年7月6日))

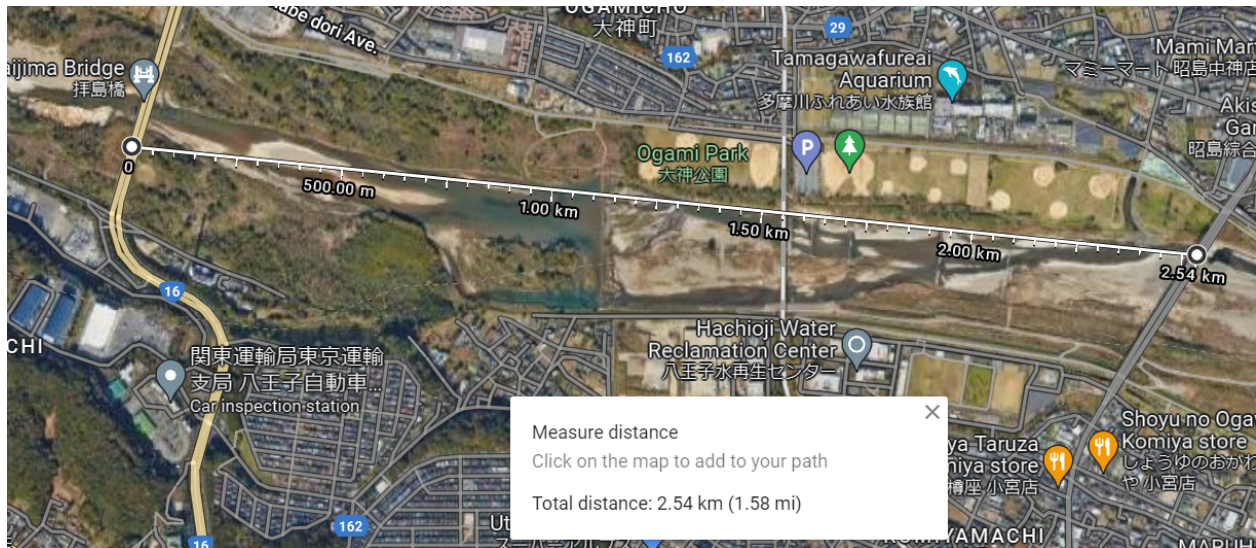


図 6.15.2 長距離通信試験におけるCanSatと地上局の位置関係 (2.5km)

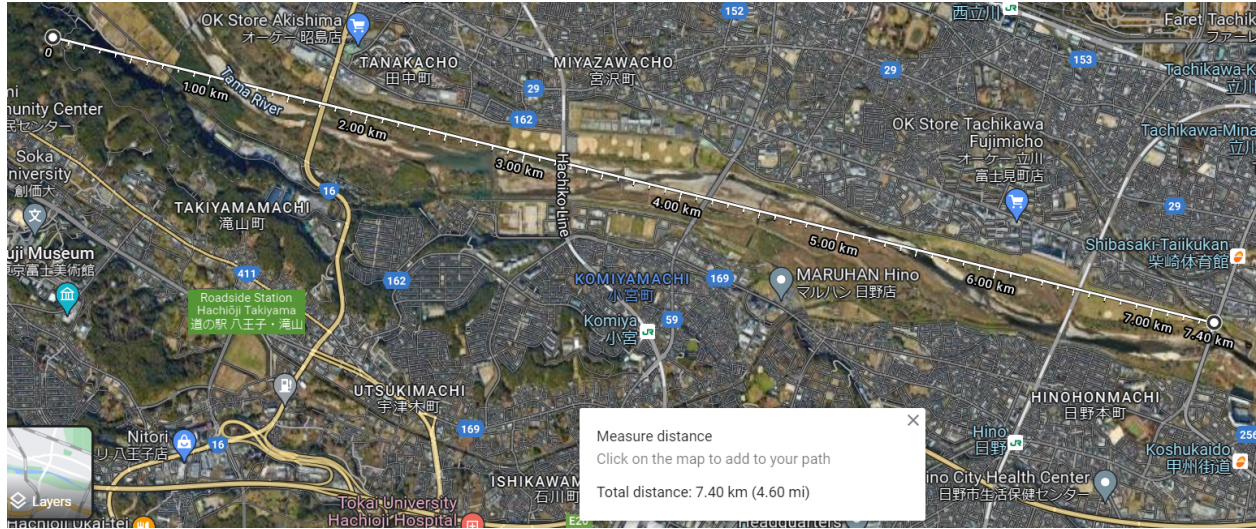


図 6.15.3 長距離通信試験におけるCanSatと地上局の位置関係 (7.4km)

- 結果
 - 2.5kmの通信には成功した。以下の図6.15.4に地上局側のログを示す。RSSI値とともにCanSat側からの模擬データを連続的に受信した。

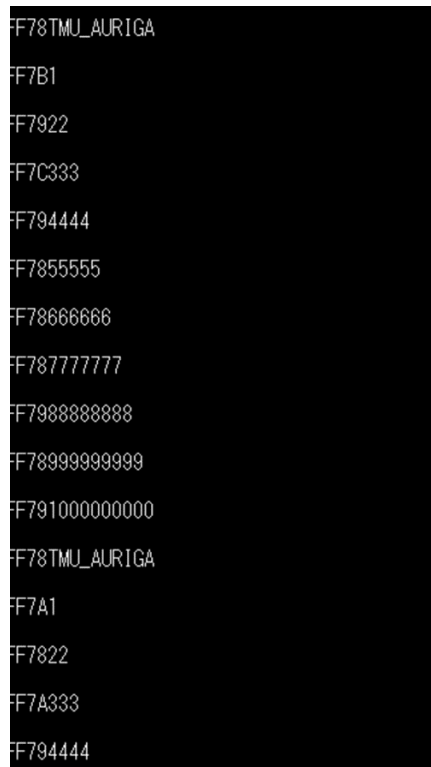


図 6.15.4 2.5km間の通信ログ(地上局側)

- 7.4km離れた状態で通信を試みたが、地上局が受信することはできなかった。

- 考察
 - 本試験で使用した無線機ES920LR3の最大通信距離は見通し10[km]であるが、今回の試験では2.5kmの通信が最大通信距離となった。これは、多摩川の開けた場所とはいえ、親機と子機との間には数本の橋が架かっており、また、周辺は住宅街や工場があり、それらの影響を受けたと考えられる。ARLISSの開催会場は見通しが良いブラックロック砂漠であるため、通信距離は2.5kmよりも伸びると考えられるが、対策としては、CanSat放出予定時刻後にロケットの進行方向に向かって車を走らせることにより、通信距離を確保したいと考えている。

v16. 子機飛行試験

- 要求項目
 - 【S18】子機が空中から障害物を観測する必要がある
 - 【M3】子機、親機が障害物を検知するための観測が必要である
 - 【M4】子機が障害物を検知するための制御が必要である
- 目的
 - 事前に設定した飛行フェーズを親機からの指令で実行できるかを確認する。
 - 子機が上下左右、前後に飛行できることを確認する。
- 試験内容
 - 子機が親機から分離された後、CanSatからのコマンドを受け離陸をし、あらかじめ設定した複数地点まで飛行できることを確認する。
 - 飛行区域は高度は5m、行動範囲は20m×20mを想定している。
 - 飛行に用いる子機(ドローン)は100g以下のドローンであるが、試験予定地である本学周辺は人口密集地となっている。そのため、本学に対し申請を行い、構内の芝生上空で試験を行う。
- 結果
 - ドローンをあらかじめ予定したルートで飛行させることができた。以下のYouTubeのリンクに水平飛行移動させた動画を示す。
YouTubeの動画リンク(水平移動): <https://youtu.be/284w8KnGS-8>
 - 上空5mにおいて進路を変更することも確認できた。その様子を以下のYouTubeリンクに示す。
YouTubeの動画リンク(進路変更): <https://youtu.be/2-mi4UqIn90>
- 考察
 - 事前に設定した飛行フェーズを親機からの指令で実行できることを確認した。
 - 子機は上下左右、前後に飛行できることを確認した。

v17. 子機親機間通信・画像解析試験

- 要求項目
 - 【S19】障害物を検知できる観測装置が必要である
 - 【S20】観測装置からのデータをもとに障害物をソフトウェア上で認識する必要である
 - 【S21】CanSatと障害物との位置関係を把握できる必要がある
 - 【S22】障害物情報を共有するための通信が必要である
 - 【M13】子機は高所から親機と障害物を検知する必要がある
- 目的
 - 子機の状態を把握できるかを確認する。
 - 子機が空中で地面画像の撮影と送信、親機が地上で受信できることを確認する。さらに、送られてきた複数の画像を解析し、進路を決定できるかを確認する。

- 試験内容
 - CanSatのOBCであるRaspberry Pi Zeroからコマンドを送信し、子機を離陸させる。離陸後に撮影を開始し、撮影した画像を親機に転送し、OpenCVを用いて画像解析を行う。
- 結果
 - CanSatからのコマンドにより、子機を制御することができた。
 - 子機が撮影した画像を親機に転送することができた。
 - 画像処理を実施し、確認した。ただし、軌道を再現できる環境では無かったため閾値は任意の値を使用した。



図 6.17.1 本試験で取得した画像

- 考察
 - 子機をCanSatのコマンドにより制御できる。
 - CanSatは子機が取得した画像を画像解析に用いることができる。
 - 現地で閾値の調整が必要である。

v18. 親機誘導試験

- 要求項目
 - 【S23】親機が障害物を避ける誘導を行う必要がある
 - 【M5】親機が障害物を回避するための誘導が必要である
 - 【M6】子機と親機で連携することが必要がある
 - 【M14】障害物を回避するために親機が地面上を移動する必要がある
- 目的
 - 一連のシーケンスが実施できていることを確認する。
 - 子機からの画像を基に障害物を検出し、適切な進路を選択できているかを確認する。
 - 決定した進路を親機が走行できることを確認する。
- 試験内容
 - 以下の一連のシーケンスが実施できていることを確認する。
 - 子機へ電源投入と分離を行う。その後、親機からのコマンドで子機が離陸、地面の様子を撮影し、親機へ転送する。
 - 親機は、送られてきた画像を解析し障害物を検出する。障害物とCanSatの位置関係を基に進路を決定する。
 - 決定した進路を親機が走行する。

- 結果
 - 試験内容iとiiは実施試験v17と同様の結果が得られた。
 - CanSatは得られた進路情報をもとに向きを変え一定距離走行することができた。
- 考察
 - CanSatは子機から得られた画像をもとに障害物を検知し、より障害物の少ないルートを洗濯して走行することができる。

v19. GNSS誘導試験(ゴール検知試験)

- 要求項目
 - 【S15】CanSatをゴールまでの誘導する必要がある
 - 【S27】CanSatがゴールを判定し走行を止める必要がある
 - 【M9】落下地点からゴールまで誘導が必要である
- 目的
 - 落下地点から目標地点までGNSSセンサを用いてCanSatを目的地に誘導できることを確認する。
- 試験内容
 - 気圧センサを用いて着地判定を行い、パラシュート回避行動後にGNSS誘導を開始する。そして、CanSatの進行方向や制御量が適切であるかを確認する。
 - CanSatが目標地点周辺に到達した後に、GNSSセンサからの現在地の座標を複数回取得し、ゴールから半径4m以内であることを確認した後、走行を停止させる。
- 結果
 - 7回連続してGNSS誘導に成功した。なお、8回目は実施していない。コード上では毎回目標地点から半径4m以内に到達を検知することができており、モータを正常に停止することができている。
 - 試験の様子を示した動画を以下のリンクに示す。
 - 1回目の様子: <https://youtu.be/E1Nm4tqRtS0>
 - 2回目の様子: https://youtu.be/Gw84_PHAVjM
 - 3回目の様子: https://youtu.be/0Yn_QRw9VaM
 - 4回目の様子: <https://youtu.be/c8p4-paJQnQ>
 - 5回目の様子: <https://youtu.be/JZSpuLvrAJ8>
 - 6回目の様子: https://youtu.be/TcN_yao9YpE
 - 7回目の様子: <https://youtu.be/W8g9hubopfo>
 なお、8回目は実施していない。
- 考察
 - 連続して行ったGNSS誘導試験において、連続7回にわたり、ゴールコーンの半径4m以内に到達しており、CanSatが落下地点からゴールまでの誘導が可能であることが確認できた。
 - CanSatがゴール4m以内であることを検知し誘導を停止することも確認できた。
 - 本機体はシステム要求S15, S27, ミッション要求M9を満たす。

v20. 制御レポート作成試験

- 要求項目
 - 【M12】ミッション終了後にログを確認できる必要がある
 - 【M16】ミッション後、規定された制御履歴レポートを運営及び審査員へ提出しログ・取得したデータについて説明が可能な状態である
- 目的
 - CanSatのミッション終了後にSDカード内にcsvファイルとして保存されているデータから制御履歴を示す表を作成する。

- 本ミッションはランバック部門に出場するため大会運営に制御履歴を提出する必要があるため。
- 試験内容
 - CanSatを目的地まで走行させ、その際に制御履歴を保存する。ゴール検知後に電源にSDカードを抜き取り、csvファイルとして保存していた、CanSatの位置座標、その時の時刻、制御量、方位角を表にし、適切に誘導できることを確認する。
- 結果
 - 実施結果を以下に示す。図6.20.1はGoogle Maps上での表示、図6.20.2は制御履歴、図6.20.3は元データである。以下の走行データはGNSS誘導試験の2回目の制御レポートである。



図 6.20.1 走行軌跡の拡大図

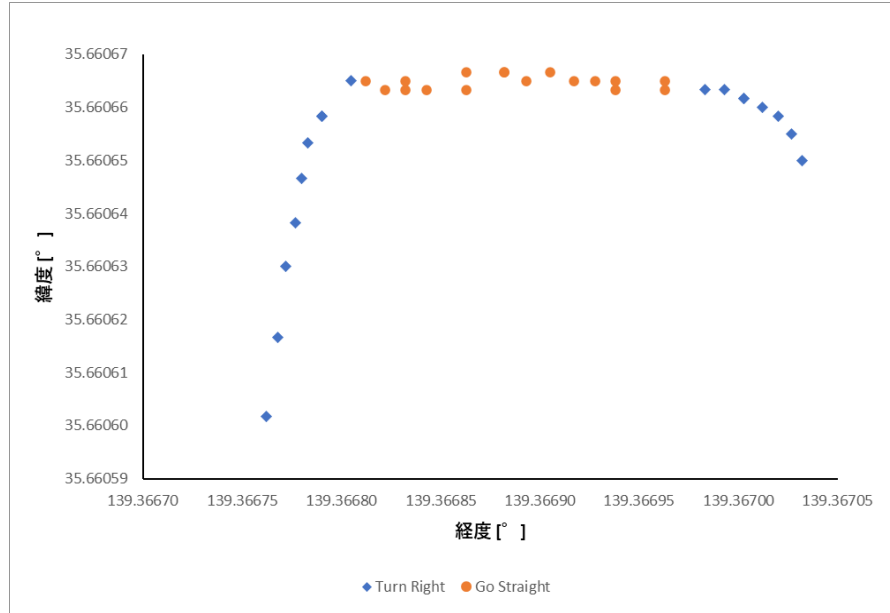


図 6.20.2 走行ログ

gnss_time	status	lon	lat	direction	speed
124051	R	139.366762	35.6606017	21.77	4.7226
124052	R	139.366768	35.6606167	18.97	4.92632
124053	R	139.366772	35.66063	21.85	4.57444
124054	R	139.366777	35.6606383	26.79	4.00032
124055	R	139.36678	35.6606467	33.81	3.53732
124056	R	139.366783	35.6606533	38.9	3.1484
124057	R	139.36679	35.6606583	53.33	3.0558
124057	R	139.36679	35.6606583	53.33	3.0558
124059	R	139.366805	35.660665	69.62	2.75948
124100	S	139.366812	35.660665	81.48	2.42612
124101	S	139.366822	35.660665	87.79	2.6854
124102	S	139.366832	35.6606633	95.26	2.90764
124102	S	139.366832	35.6606633	95.26	2.90764
124103	S	139.366843	35.660665	92.95	2.9632
124105	S	139.366863	35.6606633	96.79	2.8706
124105	S	139.366863	35.6606633	96.79	2.8706
124107	S	139.366882	35.6606667	91.38	2.9632
124107	S	139.366882	35.6606667	91.38	2.9632
124108	S	139.366893	35.6606667	94.33	3.09284
124109	S	139.366905	35.660665	95.51	3.25952
124110	S	139.366917	35.6606667	94.89	3.37064
124111	S	139.366928	35.660665	96.32	3.31508
124112	S	139.366938	35.660665	95.99	3.38916
124112	S	139.366938	35.660665	95.99	3.38916
124114	S	139.366963	35.6606633	96.45	3.5188
124114	S	139.366963	35.6606633	96.45	3.5188
124115	S	139.366973	35.660665	92.5	3.38916
124116	R	139.366983	35.6606633	93.51	3.25952
124117	R	139.366993	35.6606633	95.75	3.1484
124118	R	139.367003	35.6606617	98.82	3.16692
124118	R	139.367003	35.6606617	98.82	3.16692
124119	R	139.367012	35.66066	102.46	3.12988
124120	R	139.36702	35.6606583	104.08	2.94468
124121	R	139.367027	35.660655	109.55	2.778
124122	R	139.367032	35.66065	116.59	2.51872

図 6.20.3 走行ログ(保存されたcsvファイル)

- GNSS誘導試験第2回目の機体の動作と、制御ログの軌跡は一致していた。これにより CanSatが制御ログを取得することが可能であり、ログを取り出すことも可能であることが確認できた。
- また、制御ログにはCanSatが発する指示が組み込まれており制御の状態を確認することあ可能である。これにより、航空写真も交え、CanSatの状態について説明することも可能であることが確認できた。
- 考察
 - 機体はミッション要求M12, M16を満たすことが確認できた。

v21. End to End 試験

- 要求項目
 - 【S30】ミッション時に人間が介入しない自律制御を実施することを確認出来ている
 - 【S31】S1-S31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ミッションの開始、打ち上げ後の回収までを模擬したEnd-to-end試験を実施できており、今後、安全性に関わる大幅な設計変更はない
 - 【M15】ミッション時に人間が介入しない自律制御を実施することを確認出来ている
- 目的
 - End-to-end試験では、CanSatの投下からパラシュート展開、ミッションの実施、データの取り出しまでを本番と同じ手順で行い、各シーケンスが実施できていることを確認する。
- 試験内容
 - End to End 試験では以下の手順に従って実施する。
 - i. CanSatに電源投入をし、各種センサからの値を確認する。
 - ii. プログラムを実行し、キャリアに収納する。
 - iii. キャリアから放出し、パラシュートを用いて減速させる。
 - iv. 着地後に気圧センサで着地判定をし、CanSatを包んでいる内キャリをニクロム線で展開し、CanSatが走行を開始する。
 - v. CanSatがドローンを分離し、CanSatからのコマンドにより離陸、飛行する。
 - vi. 親機はドローンからの画像をもとにルートを決定し、走行する。
 - vii. ゴールから半径4m以内に到達後にゴール判定を行い、プログラムを終了させる。
 - viii. SDカードに走行データが保存されているかを確認する。
- 結果
 - v17 子機親機間通信・画像転送試験とv18. 親機誘導試験ができておらず、End to End試験は未完了であるが、その他の一連の流れは実施することができた。ミニマムサクセスの1つが達成できていることを確認した。以下の動画で投下からミニマムサクセスまでを示す。以下の図6.21.1がフライトピンが抜けてから着地判定を行い、ニクロム線溶断機構を実施できたログである。
YouTubeの動画リンク：https://youtu.be/IHB7B0-U_uM

1778	4	PIN_OUT...	1003.57					
1779	5	PIN_OUT...	1003.57					
1780	6	PIN_OUT...	1003.57					
1781	7	PIN_OUT...	1003.57					
1782	8	PIN_OUT...	1003.57					
1783	9	PIN_OUT...	1003.52					
1784	10	PIN_OUT...	1003.52					
1785	11	PIN_OUT...	1003.52					
1786	12	land...	1003.53					
1787	13	nk_before...	1003.53					
1788	14	nk_after...	1003.53					
1789	15	devide...	1003.53					
1790	161845	sensor_check	1003.54	139.367	35.6606	-0.01416	-0.32031	1.0463!
1791	161845	Nichrome_code_end...///	1003.54	139.367	35.6606			

図 6.21.1 着地判定後のパラシュート分離のログ

- また、ランバック機能を有していることを確認できている。以下に走行軌跡を示す。多少の制御の遅れがあるものの、ゴールから半径4mまで到達することができた。

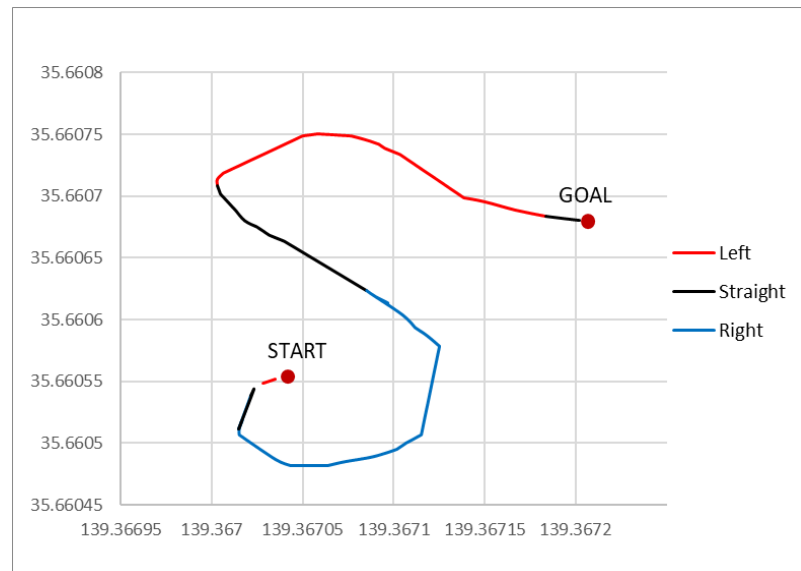


図 6.21.1 着地判定後のパラシュート分離のログ

- 考察
 - v17 子機親機間通信・画像転送試験とv18. 親機誘導試験ができておらず、End to End 試験を完全に終了させることはできなかったが、ミニマムサクセスの1つを達成できていること、ランバック機能を有していることを確認できた。そのため、弊団体が実施できていない上記の2試験を早急に終わらせる必要があると考えている。

第7章 ガントチャート(工程管理)

以下に、本プロジェクトのガントチャートを示す。機体トラブルや子機の開発に遅れが生じており、この工程表より4週間程度の遅延が発生していた。

https://docs.google.com/spreadsheets/d/1SbGfBGynjaOKEjgf0DnNm0jjYl_Hs_NL/edit#gid=74640862

第8章 責任教員による自己安全審査結果のまとめ

安全基準審査

要求番号	自己審査項目	自己審査結果	責任教員コメント（特筆すべき事項があれば）
	ARLISS2022安全基準		
S1	投下する機体の質量が基準を満たしている	<input checked="" type="checkbox"/>	
S2	容積がキャリア基準を満たしている	<input checked="" type="checkbox"/>	
S3	打ち上げ時の準静的荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている	<input checked="" type="checkbox"/>	
S4	打ち上げ時の振動荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている	<input checked="" type="checkbox"/>	
S5	ロケット分離時(パラシュート開傘時)の衝撃荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている	<input checked="" type="checkbox"/>	
S6	地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有し、その性能が試験で確認できている	<input checked="" type="checkbox"/>	
S7	ロストへの対策を実施しており、有効性が試験で確認できている (対策例:位置情報送信、ビーコン、蛍光カラーペイント等)	<input checked="" type="checkbox"/>	
S8	打ち上げ時の無線機の電源OFFの規定を遵守できることが確認できている(FCC認証かつ100mW以下の機器はOFFしなくて良い。また、スマートフォンを用いる場合はFCC認証かつソ	<input checked="" type="checkbox"/>	

	ソフトウェアまたはハードウェアスイッチでoffにできること)		
S9	無線のチャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整ができることを確認できている	<input checked="" type="checkbox"/>	
S10	ロケットへの装填からミッションの開始、打ち上げ後の回収までを模擬したEnd-to-end試験を実施できており、今後、大幅な設計変更はない	<input checked="" type="checkbox"/>	実施したが成功までには至っていない。
カムバックコンペティションに参加する場合は以下の項目を必ず満たしてください			
M3	ミッション時に人間が介入しない自律制御を実施することを確認出来ている	<input checked="" type="checkbox"/>	
M4	ミッション後、規定された制御履歴レポートを運営及び審査員へ提出しログ・取得したデータについて説明が可能な状態である	<input checked="" type="checkbox"/>	

責任教員所感

このチームは本学日野キャンパスの公認サークルであるさはらかんのメンバーから成り、当研究室は各段階のレビューにおけるレビューワーとして技術指導を行っている。このメンバーは昨年度にはACTSに参加しており、カンサットプロジェクトは一巡を経験している。そのため今年度のARLISSに向けては自律的にプロジェクトを進められている。但し例えば振動試験など本学内で実施できないか、または本学内での許諾が必要な試験の機会の確保に苦労しているため、幾つかの区分に分けての機能確認試験はオーバーラップさせながら行えてはいるものの、全段階のE2E試験に難儀した。責任教員として逐次報告を受け、現時点で十分ARLISSでのフライトを行えるものと判断はできると考えている。

第9章 大会結果報告

➤ 目的

- 子機を用いた障害物回避システム実証後にゴールする

➤ 結果

- 1回目の打ち上げ結果(打ち上げ実施日時:2022年9月13日 9:40(PST))

表9.1 投下試験1回目の結果

項目	結果	結果判断方法
パラシュート開傘	○	目視, 気圧センサが返した値
放出判定	○	親機に保存されたログを確認
着地判定	○	親機に保存されたログを確認
内キャリア展開	○	目視, 親機に保存されたログを確認
子機電源投入	○	目視※1, 親機に保存されたログを確認
子機保持・分離	○	目視※2, 親機に保存されたログを確認
子機飛行	○	目視, 子機からのログを確認
子機障害物検知	○	親機に保存されたログを確認
GNSS誘導	×	親機に保存されたログを確認
ゴール判定	×	親機に保存されたログを確認
測位情報ダウンリンク	△	地上局のログを確認

◆ ※1 子機電源投入機構の動作前に確認された

◆ ※2 子機分離機構の動作前に確認された

- CanSatが取得したログを示す.

https://drive.google.com/file/d/1IDb5HWHtB_Tp-LEG7Ny79SEmh_qzNke7/view?usp=sharing

- CanSatの取得ログより気圧センサーを用いての着地判定を行っていたことが確認できた.

4556	91905	land...	882.068604	-119.1046683
------	-------	---------	------------	--------------

図 9.1 ログの着地判定部分

- CanSat降下時に動画を撮影した. これより下降の様子, 着地の様子など記録に残すことができた. 動画をYoutubeにアップロードした. リンクを以下に示す.

<https://youtu.be/HE0Y73xCdps>

- CanSatは着地後, 機体正面に搭載したカメラを用いて撮影した(図9.2~図9.4). 1回目の撮影では, パラシュートを認識したため回避動作を行い, 2回目の画像撮影と画像判別後に正常にパラシュートを回避した.



図 9.2 1回目の判定に用いた撮影画像



図 9.3 1回目の判定に用いた出力画像

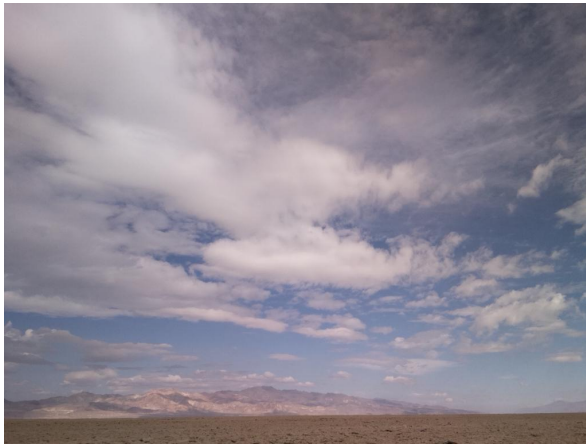


図 9.4 2回目の判定に用いた撮影画像

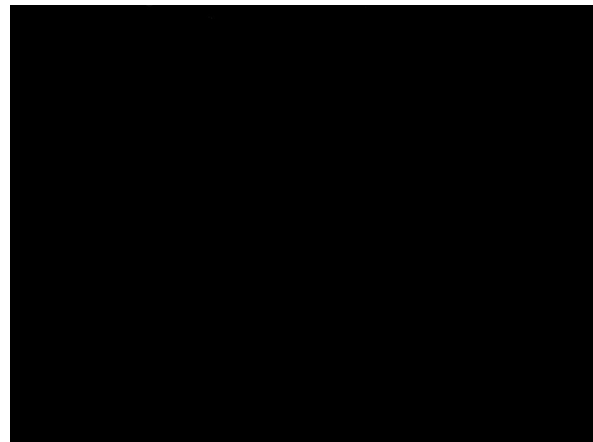


図 9.5 2回目の判定に用いた出力画像

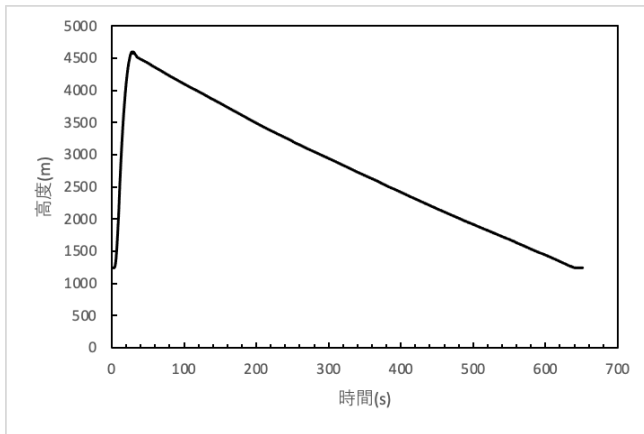


図 9.6 打ち上げ後の高度の推移

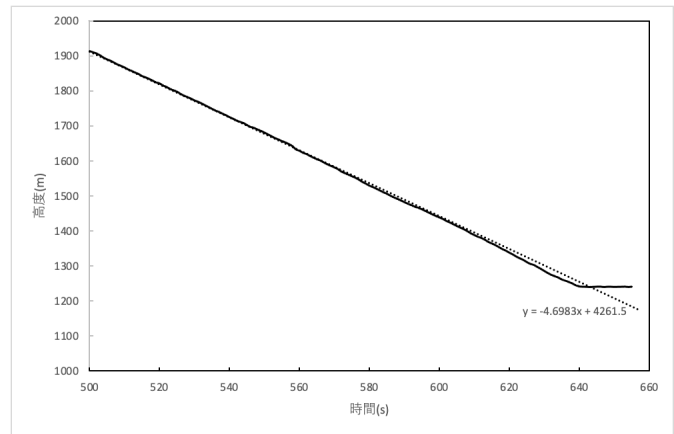


図 9.7 CanSat終端速度

- CanSatは気圧データの取得も行っており打ち上げから着地までの高度の変化を割り出した。グラフを以下に示す。高度4500mまで上昇したのちにパラシュートによって減速しながら徐々に下降したことが確認できる。
- 打ち上げ後の高度の推移を、地面近くに限定し線形近似を行うことでCanSatの終端速度を導出した
- 発見時、子機は電源が入って親機から分離した状態であった(図9.8)。その後子機電源投入機構と子機分離機構の動作音を確認した。子機は飛行して(図9.9)、障害物の有無判定シーケンスを行った。その後親機はGNSS誘導を開始しようとしたが、左タイヤが動作せず、左タイヤを軸とした反時計回りの走行を継続した。途中パラシュートの布を巻き込んだが(図9.10)脱出して走行を継続し、発見から約7分後に停止した。その後約20分待機したが走行を再開しなかったためリタイヤした(図9.11)。



図 9.8 発見時のCanSat



図 9.9 子機飛行時のCanSat



図 9.10 パラシュート巻き込み



図 9.11 リタイヤ時のCanSat

- 機体の破損の様子を図9.5に示す。左タイヤのモータブラケットが機体中心方向に曲がり(図9.12①)、モータが機体中心方向にずれ込み飛び出していた(図9.12②)。これにより左タイヤの機体側の面が機体と接触していた。その他の部分の破損は確認できなかった。

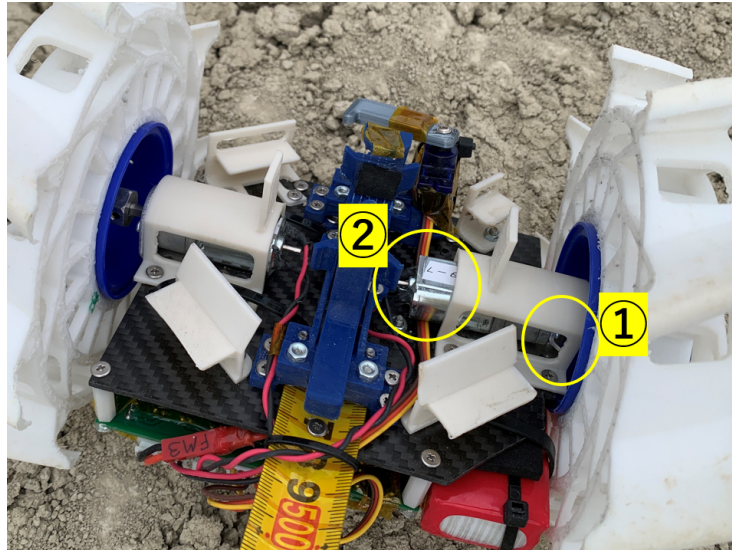


図 9.12 機体の破損状況

- 子機は図9.9に示すように飛行した。飛行シーケンスのログを図9.13に示す。ログよりあらかじめ設定したシーケンスを実行したことがわかる。

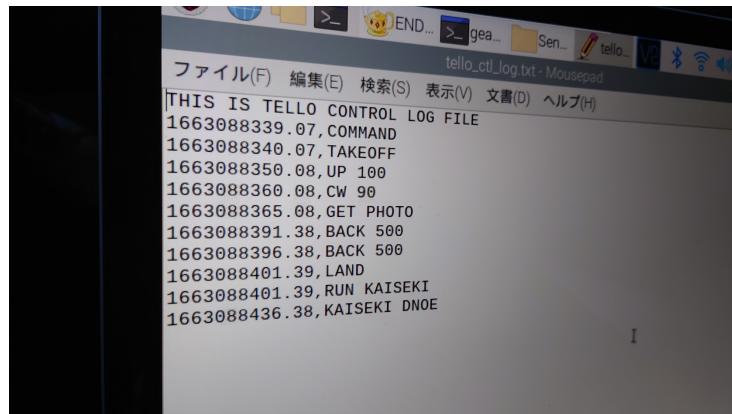


図 9.13 飛行シーケンス記録

- 次に解析結果を示す。取得した画像は図9.14である。また、二値化した後の画像は図9.15である。これにより、左方向に22.5[deg]回転後、572.5[m]進むようCanSatに指示がなされた。



図 9.14 取得した画像



図 9.15 二値化後の画像

- 着地点にCanSatの走行に支障をきたす可能性のある轍は少なかった。しかし、取得した画像と二値化後の画像を比較すると、うっすらと残る轍に着色できており、地面の柔らかい箇所も検出することができる。上部の大きな白の領域は空であり、解析からは外してある。

- 2回目の打ち上げ結果(打ち上げ実施日時:2022年9月14日 15:34(PST))

表9.2 投下試験2回目の結果

項目	結果	結果判断方法
パラシュート開傘	○	目視, 気圧センサが返した値
放出判定	○	親機に保存されたログを確認
着地判定	○	親機に保存されたログを確認
内キャリア展開	×	目視, 親機に保存されたログを確認
子機電源投入	×	目視, 親機に保存されたログを確認
子機保持・分離	×	目視, 親機に保存されたログを確認
子機飛行	×	目視, 子機からのログを確認
子機障害物検知	×	親機に保存されたログを確認
GNSS誘導	×	親機に保存されたログを確認
ゴール判定	×	親機に保存されたログを確認
測位情報ダウンリンク	×	地上局のログを確認

- CanSatの取得ログより気圧センサを用いて着地判定を行えてたことが確認できた.

1663194889	land...	883.38623	-119.1048283	40.87405167
------------	---------	-----------	--------------	-------------

図9.16 ログの着地判定部分

- パラシュート開傘したが、ロケットが空中分解したため終端速度に達する前に着地した(図9.17) . 着地後モーターは動いていたが内キャリアが展開されておらず、これ以上のミッションや走行の継続はできないと判断しリタイヤした. CanSatは落下時にロケットの噴煙を浴び、図9.18のように内キャリア全体が白くなっていた.



図 9.17 ロケット(手前)とCanSat(奥)



図 9.18 噴煙により白くなったCanSat

- 機体の破損の様子を図9.19, 9.20に示す。1回目の投下と同様, 左タイヤのモータブラケットが機体中心方向に曲がり(図9.19), モータが機体中心方向に飛び出ていた(図9.20)。1回目の投下結果を受けて左モータが動かないように結束バンドで固定していたが, 結束バンドはちぎれた。



図 9.19 変形したモータブラケット

図 9.20 結束バンドの切断によるモータ損傷

- 3回目の打ち上げ結果(打ち上げ実施日時:2022年9月15日 8:43(PST))

表 9.3 投下試験3回目の結果

項目	結果	結果判断方法
パラシュート開傘	×	目視, 気圧センサが返した値
放出判定	○	親機に保存されたログを確認
着地判定	○	親機に保存されたログを確認
内キャリア展開	×	目視, 親機に保存されたログを確認
子機電源投入	×	目視, 親機に保存されたログを確認
子機保持・分離	×	目視※1, 親機に保存されたログを確認
子機飛行	×	目視, 子機からのログを確認
子機障害物検知	×	親機に保存されたログを確認
GNSS誘導	○	親機に保存されたログを確認
ゴール判定	×	親機に保存されたログを確認
測位情報ダウンリンク	○	地上局のログを確認

※1 子機分離機構の動作前に分離していたと考えられる(考察参照)

- CanSatが取得したログを示す。
<https://drive.google.com/file/d/1f2oXgUcGcs3EG7zS0Dvqi-ILsvlog3i3/view?usp=sharing>

- CanSatの取得ログより気圧センサーを用いての着地判定を行っていたことが確認できた。

1663256747	land...	885.309082	-119.1239183	40.87878667
------------	---------	------------	--------------	-------------

図 9.21 ログの着地判定部分

- CanSat降下時に動画を撮影した。この動画によって下降の様子、着地の様子など記録に残すことができた。また、CanSatがパラシュートから切り離され自由落下していたことが確認できた。動画をYoutubeにアップロードした。リンクを以下に示す。
<https://youtu.be/Xuon-ci3Ex4>
- CanSatは着地後に機体前方を撮影した。CanSat前方にパラシュートが無いことを確認し、次のフェーズに移行した。



図 9.22 着地時のCanSat正面の撮影画像

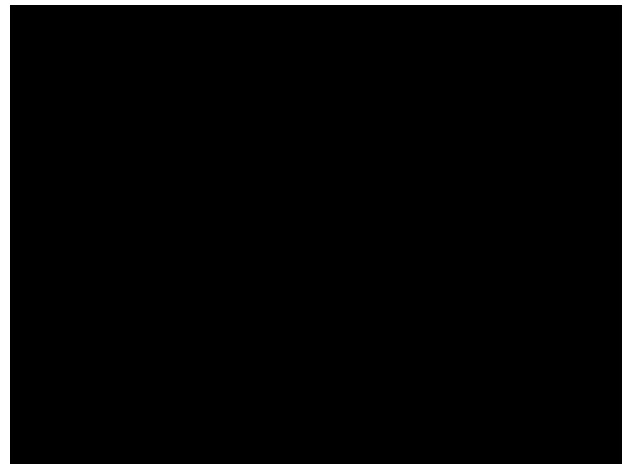


図 9.23 解析後の出力結果

- CanSatは気圧データの取得も行っており打ち上げから着地までの高度の変化を割り出した。グラフを以下に示す。非常に短い時間で、最高高度から地面に落下しており、CanSatはロケットからの放出後、自由落下したと考えられる。

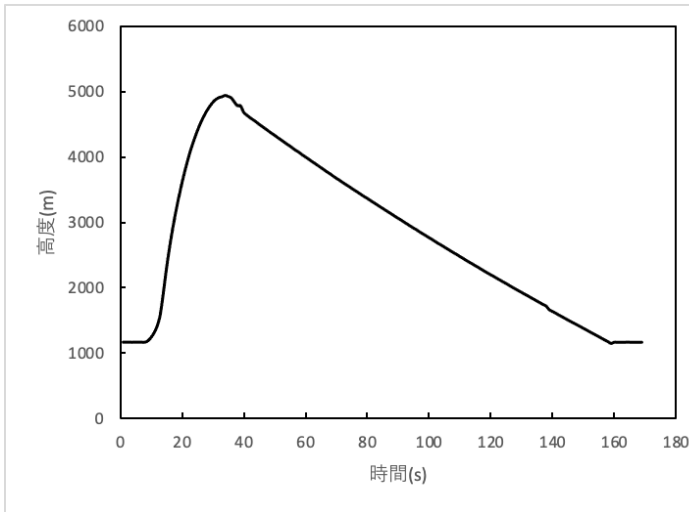


図 9.24 打ち上げ後の高度の推移

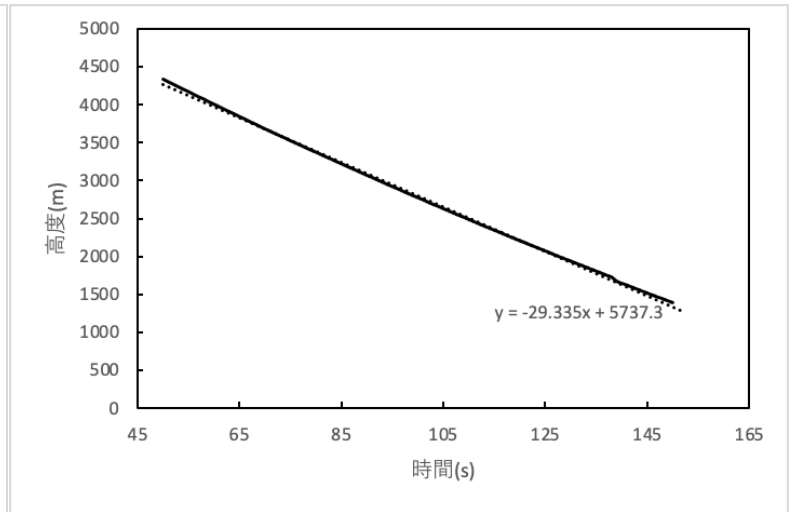


図 9.25 CanSat終端速度

- 上図の時間を50~150にトリミングしてCanSatの終端速度を導出した。地面付近での終端速度は29.33m/sだった。これは、CanSatが自由落下したことという考察を裏付けている。
- 3回目の打ち上げの際、CanSatは自由落下したものの着地後目標座標へ200mほどの走行をした。CanSatは左輪が歪んでおり直線走行できない状態だったがCanSatはGNSSでの誘導に従い走行経路を修正しつつ目標座標へ正常に走行したことがログより確認できた。



図 9.26 CanSatの走行方向と目標座標の関係

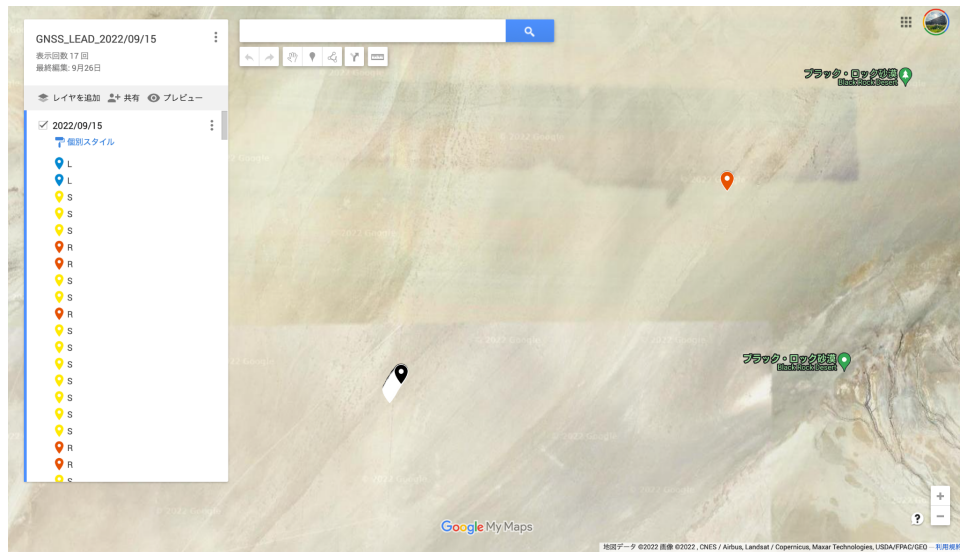


図 9.27 CanSatの走行経路

- CanSatがロケットから放出された後、内キャリアが破損し(図9.28)CanSatは自由落下した。着地地点で親機は子機を分離して走行し、柔らかい砂場のような轍で横転し高速回転(スタック脱出機構)を実行した(図9.29)。その後また走行し、再度スタックした(図9.30)。子機はCanSat着地地点で発見され、図9.31のようにブレードが折れ、モータが外れていた。子機の電源は投入されていなかった。



図 9.28 パラシュートと内キャリアの一部



図 9.29 横転し高速回転する親機

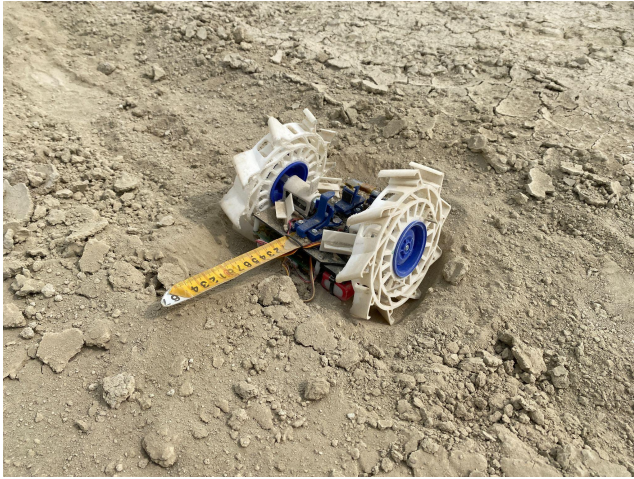


図 9.30 リタイヤ時の親機



図 9.31 発見時の子機

- 機体の破損の様子を図9.32に示す。3Dプリンタで製作したモータホルダーが破損し(図9.32①)、モータは機体から離れた状態であった。右モータのモータホルダは子機を支える板が折れた(図9.32②)。ニクロム線固定板(図9.32④)とブレード固定板(図9.32③)も破損していた。この2つの破損した一部は子機のそばで発見された(図9.31)。
- 子機保持用の腕に亀裂が入っていた(図9.33)。
- 左モータのモータブラケットの変形の様子を図9.34に示す。1回目、2回目の投下試験後と比較して、モータブラケットの変形量は少なかった。
- 機体発見後スタック状態から二度脱出したが、その後に再びスタックした状態からは脱出が不可能であると判断しリタイヤした。

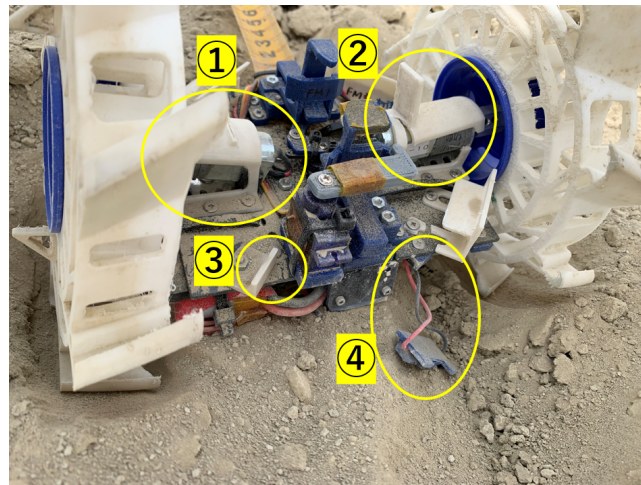


図 9.32 親機の破壊状況

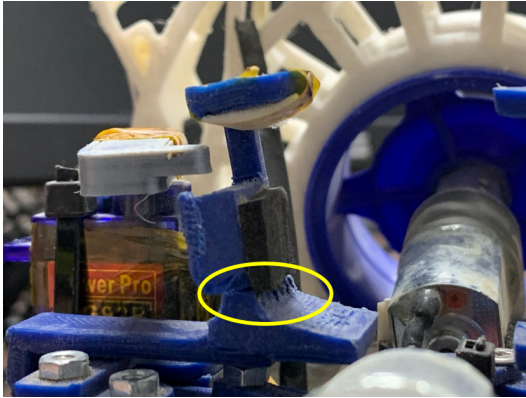


図 9.33 子機保持用の腕に入った亀裂

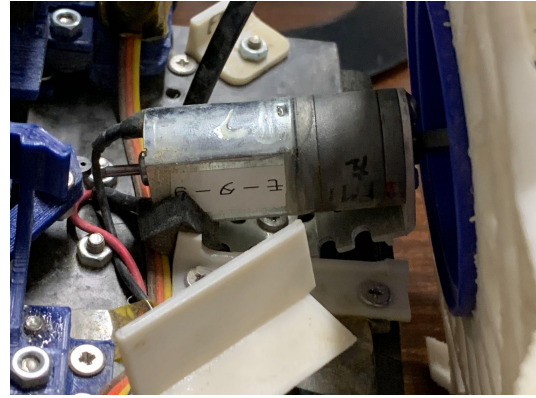


図 9.34 左モータの様子

➤ 考察

- 3回の投下試験を通してサクセスクライテリアの達成度を次のように評価した。

サクセスクライテリア		達成度
ミニマム	1. 障害物回避に用いる子機を起動でき、動作した。 2. 障害物の有無を確認できた。	○
フル	子機からの情報を基に親機が進路を適切に判断し、ゴール判定をする。	×
アドバンスド	0mゴール	×

- フルサクセス未達成の原因として次が考えられる。
 - ◆ 機体が破損し着地後に安定した走行ができなかった。
 - 振動や着地衝撃によりモータ周辺の構造部材が破損し蛇行走行していた。そのため、設計時に限られた重量の中でもモータ関連の部品に多くの重量を割り当て、より頑強に設計することが必要であったと考えられる。
 - ◆ 機体が自由落下し過剰な衝撃が機体に付加された。
 - 3回目の打ち上げは、2回目の打ち上げが失敗したために実施されたが、CanSatの構体は2回の打ち上げで破損してしまったため、3回目の打ち上げに用いたCanSatは予備部品で組み合わせたものであった。そのため、厳密な重量管理ができず、レギュレーションチェック時に重量超過し、内キャリアの一部を切り肉抜きすることにした。この肉抜きは、はさみを用いて実施し、切り抜いた箇所は均等な縁ではなく切り欠きが多く生じていた。そのため、落下中に内キャリアが空中で分解してしまったことが自由落下の原因であると考えられる。内キャリアを切り落とした状態での事前の分離衝撃試験や落下試験が必要であった。またレギュレーションチェック前に重量計測を行い、慎重に重量削減作業を行う必要があった。
 - ◆ 障害物回避システムが不十分な状態であった。

➤ ミッションの難易度に対してメンバーが開発に当てられる時間が少なかった。ミッション検討の際に時間や環境の制約を重点的に考慮する必要があった。

- 以下、発生した事象について投下試験ごとに考察する。

■ 1回目

- 子機電源投入機構の動作前に子機の電源が入っていた点に関して、原因は電源投入用の腕が着地時に地面に接触し、その反作用の力で回転し、子機の電源ボタンを押下したためだと考えられる。そう判断した理由は、電源投入用の腕に手で触ってしまったときにその力で腕が回転し電源ボタンを押下した事例が準備期間中にあったためである。
- 子機分離機構の動作前に子機が親機から分離していた点に関して、原因は子機を保持していた腕が着地時に地面に接触してたわみ、子機を落としてしまったためだと考えられる。そう判断した理由は、準備期間中の落下衝撃試験の際に同様の事例があったためである。分離時に駆動するサーボモータは、機構動作前はソフト上で電気供給されていない状態であるため、サーボモータが誤作動して分離用の腕が開いたとは考えにくい。
- 左タイヤが動作しなかった点に関して、原因は結果に記載のとおり左タイヤのモータが機体内側方向に飛び出てしまったからである。これによりタイヤも機体内側方向に移動し、機体と接触して回転不能になったと考えられる。左タイヤのモータが飛び出た理由として、ロケット収納時に左タイヤを下にしていたためロケットの分離衝撃などの影響を受けたと考えられる。

■ 2回目

- 着地後に内キャリアが展開しなかった点に関して、原因はニクロム線の加熱が不十分であったためだと考えられる。機体回収後にニクロム線の動作試験を行ったが、ニクロム線に電圧が流れず加熱することができていなかった。ニクロム線の加熱はリチウム電池からの給電をMOSFETで制御しているが、回収後の動作試験では加熱の信号が送られるタイミングでリチウム電池からの給電が0Vとなっていた。フライト前の動作試験では正常に動作していたため、配線やプログラムに問題はないと考えられる。導通チェックを行ったところ、リチウム電池ボックスからの導線部分の導通が確認できなかった。そのため、リチウム電池ボックスからの導線の接触不良が原因であると考えられる。

■ 3回目

- CanSatが自由落下後でも走行できた点に関して、1つ目の理由はモータブラケットの変形量を減らす対策をしたことで衝撃を受けてもタイヤが回転できたためだと考えられる。1回目と2回目の投下試験でモータブラケットが変形したことを受けて(図9.35)、3回目の投下試験ではモータブラケットに対するモータの向きを90°回転させて固定した(図9.36)。この対策により衝撃によるモータブラケットの変形量は小さく、したがってモータが機体内側方向に飛び出る移動量も少なかった。よってタイヤが機体と引っかかって回転しなくなる現象が起きなかったと考えられる。2つ目の理由はタイヤが着地衝撃を吸収したためだと考えられる。内キャリアが空中分解してしまったことで、着地時にはTPU製の大きくて柔軟なタイヤが展開された状態であった。

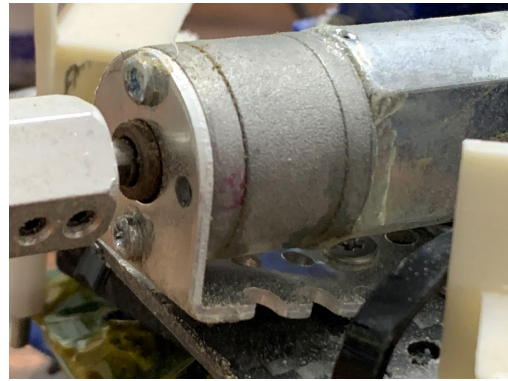
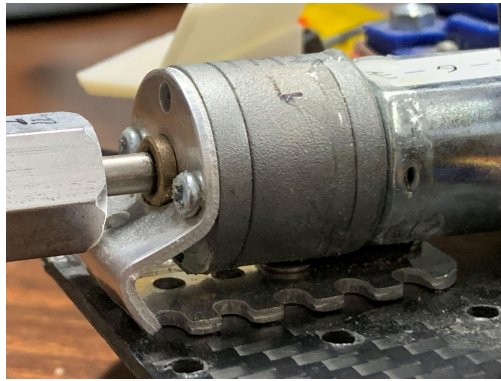


図 9.35 1回目の投下後のモータブラケット 図 9.36 3回目の投下後のモータブラケット

- CanSatが横転して高速回転後でも走行できた点に関して、理由は各部品同士やネジ穴に接着剤を塗布していたために部品が機体本体にしっかり固定されていたからだと考えられる。
- 親機がスタックした原因の一つとしてCanSatの自由落下後の着地衝撃によってモータホルダが破損したことが考えられる。これによりモータが機体から離れ、安定した走行ができない状態となっていた。
- 子機の電源投入ができなかった点に関して、原因は子機が着地時に親機から分離してしまったからだと考えられる。結果に記載のとおり子機保持用の腕に亀裂が入っており、サーボモータを回して子機分離機構を動作させなくても子機を親機から取り外しできる状態になっていた。この亀裂は自由落下の衝撃で着地時に生成されたと思われる。したがって子機が親機から飛び出しまい、子機電源投入機構動作時には既に子機は分離されていたと考えられる。

第10章 まとめ

➤ 工夫・努力した点(ハード, ソフト, マネジメント面すべて)

❖ ハード

- ドローン電源投入機構とドローン分離機構の設計と製造に最も時間を割いた。3Dプリンタを導入したことでプロトタイプを容易に製作でき、細かい調整を繰り返し実施することができた。
- EASEL社の最新モデルであるES920LR3のDIP化基板を自作とリフローを施し、現地で問題なく運用することができた。
- CanSatにおいてパラシュート分離は最初の関門であり、弊団体が参加した前回大会においてはパラシュートの紐がCanSatに巻つくような形で絡まり、パラシュートを分離できなかったため、パラシュートの紐が着地後にCanSatの進行方向に倒れにくいようにした。また、パラシュートの紐を結ぶ際にはもやい結びを用いた。
- 国内大会では、CanSatを目視できるため無線機の重要度は低いが、ARLISSでは打ち上げ後のCanSatを目視できないため無線機の重要度は国内大会と違い、かなり重要になる。そのため、確実に動作するように何度もテストを行い、地上局も複数台設置した。
- ラズパイのカメラを用いて砂漠の砂を撮影すると白飛びするためサングラスを搭載することは過去に度々発生していたため、機体にサングラスを標準搭載した。
- ラズパイ用カメラケーブルの根本は切れやすいため、カプトンテープを巻いた。
- XHコネクタは縦型ではなく横型を使用することにより、ケーブルを短くし、引っかからないようにした。
- 大会当日に考えて作業することを減らすため、スイッチやコネクタなどには色をつけ、ON、OFFを打ち上げ前に確認しやすくし、手順書に従い、淡々と準備を実施した。

❖ ソフト

- GNSS誘導のアルゴリズムに関しては、昨年度作成したプログラムを参考にすることにより、今回のミッションに多くの時間を割くことができた。そのため、昨年度の失敗をもとに対策するプログラムを作成できた。
- 仕様通りの実装を心がけた。購入品とハードウェアの制限が大きかったが目的は達成した。

❖ マネジメント

- 新型コロナウイルスの影響により活動が制限されることが多く、勉学においても忙しい時期であったが、大会までに機体を完成させることができた。
- 過去の大会における失敗を調査し、失敗箇所の対策を仕様に組み込んだ。
- 当日は打ち上げ失敗する場合もあるため、FMIは3台持っていくとよい。
- 円安、半導体不足、金属類の価格高騰が予測されたため、早めに物品を購入した。

➤ 課題点

- ◆ タイヤ用モータの固定に衝撃に耐えられるほどの強度がなく、子機電源投入機構と子機分離機構の動作が確実ではなかった。
- ◆ モーターによるノイズの除去がベタGNDだけでは不十分であった。モーターが始動するときの電流は大きく、それによりGNSSセンサなどに影響を及ぼしていたと考えられる。
- ◆ 1つのプログラムが長くなってしまった。ファイルを分けてインポートするなど、分割する必要があった。
- ◆ GNSSの取得データのハンドリングに非常に手間取ってしまった。
- ◆ 画像を一枚しか利用できず奥行き情報を得ることができなかった。
- ◆ 難易度が高いミッションであり、機体の試験スケジュール管理が大変だった。
- ◆ パラシュートの終端速度測定をより現地に近い環境を想定できなかった可能性がある。
- ◆ End to End の成功率が低かった。

- ◆ 部で所有していたレギュレーションチェック用のキャリアは何年も使用されてきたため、若干径が大きく、大会のレギュレーションで引っかかってしまった。
- ◆ ケーブル1本を日本に忘れてしまい、昨日しなかった動作しなかったシステムがあったため、そういったことがないように管理、確認をする必要がある。

➤ **今後の展望**

弊団体は、今後もARLISS出場に向けて活動を行う予定である。今後のCanSat製作においては、今回の反省を踏まえ、設計を行った人だけでなく他の人も機体組立を行えるシンプルな機体設計、ハード面ではノイズ対策を徹底すること、ソフト面ではコードの修正や確認がしやすい機体を目指しつつも、LiDAR等を利用したマッピング技術、3Dプリンタを用いた新規性がある機体の開発を目指す。