

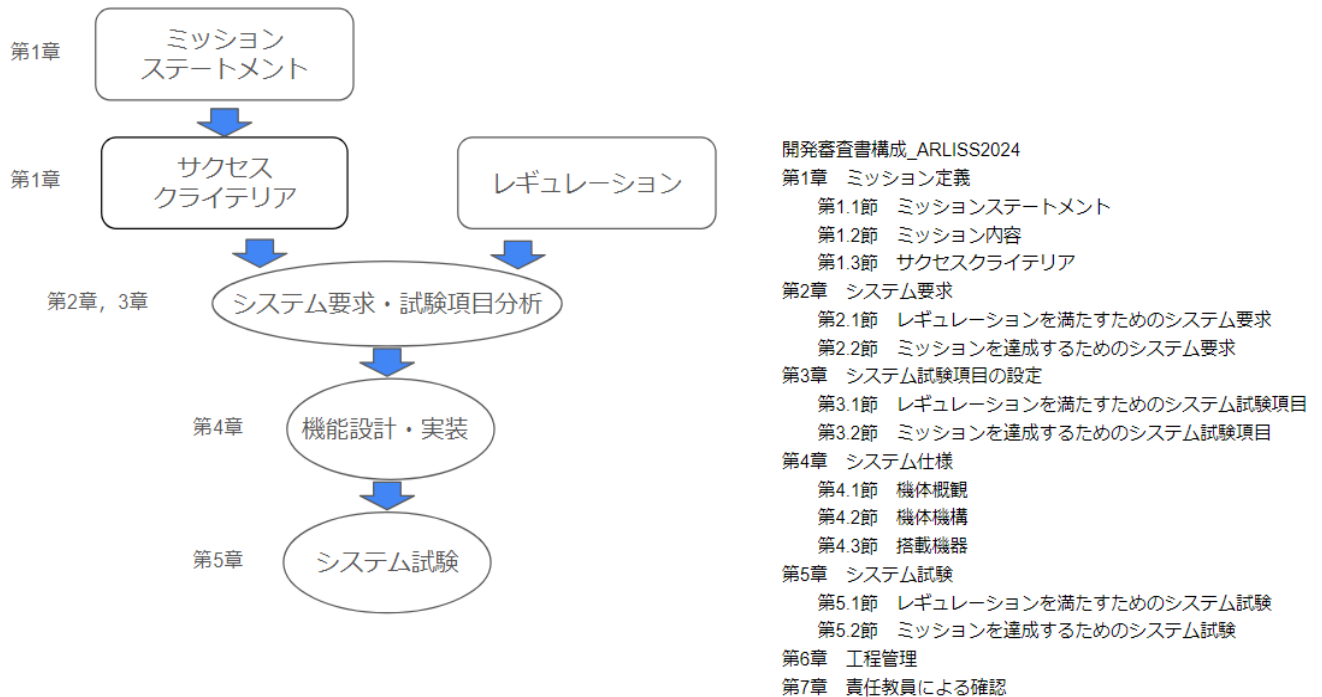
ARLISS2024 大会報告書

提出日：2024 年 10 月日

本報告書は開発審査書を一部改訂することで作成できます。変更箇所は以下の通りです。

- ・タイトルを「ARLISS2024 報告書」に変更
- ・メンバー欄と大会参加目的記入欄を追加
- ・元の 7 章を削除し、報告書用の 7 章と 8 章を追加

本書に青字で記載されている部分は記入のためのガイドラインです。記入の際は削除してください。



チーム情報

CanSat チーム名	静岡大学 SATT ZEAL
CanSat チーム 代表者情報	山田志遠 yamada.shion.22@shizuoka.ac.jp , 090-6645-3470
UNISEC 団体名	静岡大学
UNISEC 団体 学生代表	下田裕介
責任教員	川崎央 kawasaki.akira@shizuoka.ac.jp , 053-478-1049

CanSat クラス	Open Class
------------	------------

メンバー

役割	氏名 (学年)
PM・電装系・制御系	山田志遠 (B3)
Sub PM・構造系	伊佐海斗 (B3)
空中構造系	長谷川涼太 (B2)
展開構造系	石津総良 (B3)
ミッション系 (WPT)	金田智博 (B3)
ミッション系 (WPT)	高木駿多 (B3)
電装系	井戸麻陽 (B3)

CanSat の製作目的・大会参加理由

宇宙機開発におけるプロセスや必要な技術を学びつつ、設定したミッションの実証に取り組むため。また、団体として初の ARLISS 出場の経験を得るため。

目次

第1章	ミッション定義.....	5
第1.1節	ミッションステートメント.....	5
第1.1.1項	メインミッション.....	5
第1.1.2項	サブミッション.....	6
第1.2節	ミッション内容.....	6
第1.3節	サクセスクライテリア.....	10
第2章	システム要求.....	10
第2.1節	レギュレーションを満たすためのシステム要求.....	10
第2.2節	ミッションを達成するためのシステム要求.....	11
第3章	システム試験項目の設定.....	12
第3.1節	レギュレーションを満たすためのシステム試験項目.....	12
第3.2節	ミッションを達成するためのシステム試験項目.....	13
第4章	システム仕様.....	14
第4.1節	機体概観.....	14
第4.2節	2
第4.2.1項	分離機構.....	2
第4.2.2項	展開機構.....	1
第4.2.3項	クローラ機構.....	2
第4.3節	搭載機器.....	2
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.....	19
第6章	工程管理.....	26
第7章	参考文献.....	26
[1]	Paul Jackson, "Jackson Cube". http://www.origami-artist.com/artwork/origami-diagrams/jackson-cube/ 26	
[2]	有田祥子, 福田一樹, 大関幸也, "Jackson Cube を利用した立法体展開宇宙構造物の開発「折紙の科学」vol.7 No.1", p-3-12(2019/07/24).....	26
[3]	永谷圭司, 石上玄也, 遠藤大輔, 永岡健司, 遠藤玄, 程島竜一, 亀川哲志, 田中基康: "不整地移動ロボティクス", コロナ社, p.57 (2023).....	26
第8章	大会結果報告.....	27
第8.1節	目的.....	27
第8.2節	結果.....	27
第8.3節	考察.....	29
第8.3.1項	ミニマムサクセス.....	29
第8.4節	フルサクセス.....	31
第8.5節	エクストラサクセス.....	31
第9章	まとめ.....	32
第9.1節	工夫点・努力した点.....	32

第 9.2 節	課題点	32
第 9.3 節	今後の展望	32

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1.1.1項 メインミッション

Jackson Cube を応用した自律展開機構を持つ CanSat を開発し、FPC を用いた磁界共振結合型 WPT で LED を光らせる

宇宙機は打ち上げ時にロケットに収納するため、その大きさには制限がある。そのため、太陽電池パネルのように宇宙空間で広い面積を必要とするものには、様々な展開構造が取り入れられ、宇宙空間で大型構造物の構築を実現している。

私たちはこれまで、展開構造を備えた宇宙構造物として、Jackson Cube^[1]の研究に取り組んできた。Jackson Cube とは、図 1.1 のような円筒螺旋折紙の一種であり、ねじりによって平板状態から立方体構造に展開させることができる。これを応用し、収納状態で超弾性ワイヤに蓄えられたひずみエネルギーと展開中のピラーの座屈によるひずみエネルギーによって、自律展開できる剛体折り紙構造を剛性材料で再現する^[2]。私たちは、この Jackson Cube の側面に太陽光パネルを取り付け、衛星利用することを考えている。

そこで、本実験では Jackson Cube の CanSat での実証に取り組む。また、Jackson Cube を用いた構造において、電力輸送及び通信に用いる配線が絡まるという弱点が想定されることから、これを解決する方法の一つとしてワイヤレス給電(以下 WPT とする)を考え、Jackson Cube に搭載する FPC コイルによる WPT を行う。CanSat でのゴールとして、将来的には、WPT の電力輸送効率を高め、モータを動かすことを目標としているが、本実験では WPT により電力を輸送できるかの実証として、LED を点灯させるための WPT に挑戦する。

本実験では、磁界共振結合型 WPT を利用する(図 1.2)。送電側の水晶発振器から受電側コイルの共振周波数に等しい周波数の高周波信号を出すことで、受電側コイルが共振し、高効率に電流を流せる。受電回路の構成は図 1.3 に示す。全波整流回路にはショットキーバリアダイオードのブリッジ回路を用い、平滑化にはコンデンサを用いる。LED 点灯の可不可はフォト IC ダイオードを用いて記録する。フォト IC ダイオードの熱ノイズは、事前試験の結果から評価する。また、変調回路等の放熱が最大の問題になりうると危惧しているが、今回の実験では、変調回路等の代替として水晶振動器を使用するため、考慮しないものとする。展開構造物に回路を搭載する際、通常の基板では収納が不可能であるため、FPC の平面コイルを使用する。



図 1.1 Jackson Cube

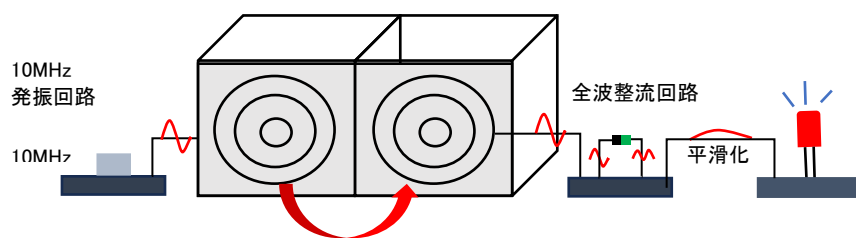


図 1.2 ワイヤレス給電のイメージ

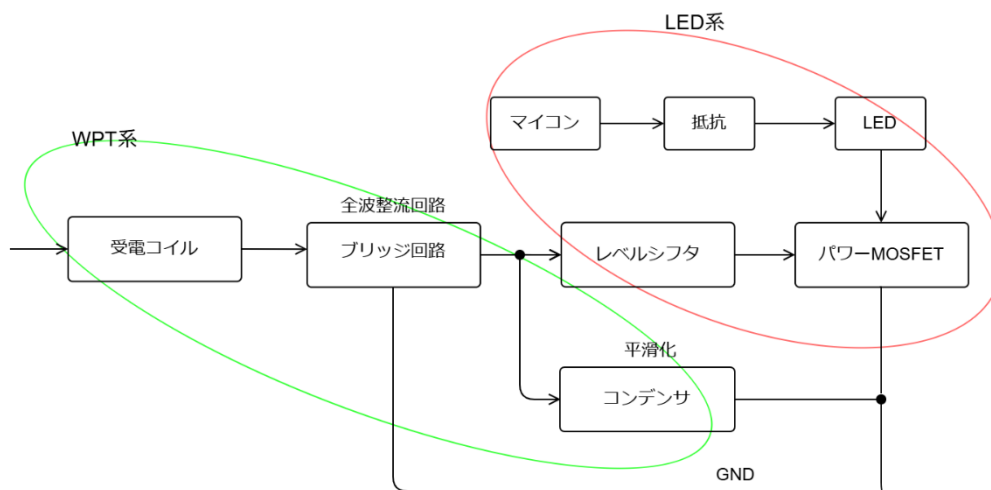


図 1.3 受電回路の構成

第1.1.2項 サブミッション

自作クローラ機構の実証

走行機構は月探査を想定したものとした。砂地等の軟弱地盤環境でスタックせずに安定した走行を可能にすることを目標とする。走行機構として通常の車輪よりも接地面積を大きくすることができるクローラを採用する。砂丘や草地での走行試験も行い、性能を評価する。クローラを用いることによる問題点として、機体の重量が大きくなってしまいうことが挙げられる。そのため、本機体では、より軽量のクローラの開発を目指す。

第1.2節 ミッション内容

本ミッションのミッションシーケンスを以下に示す(図 1.4)。

① 打ち上げ

CanSat をキャリアに収納し、上空に打ち上げる。

② 放出

キャリアから放出されたことを検知し、加速度・高度の計測を開始する。

③ 落下

自然開傘するパラシュートが接続した状態で落下する。

④ 機体展開

着地判定を行い，パラシュート分離と Jackson Cube の展開を同時に行う。

⑤ WPT

FPC を用いた磁界共振結合型 WPT で LED を点灯させる。

⑥ カムバック

地上系のデータ測定を開始し，ゴール方向に向けて走行を開始する。ゴール判定をしたら実験を終了する。

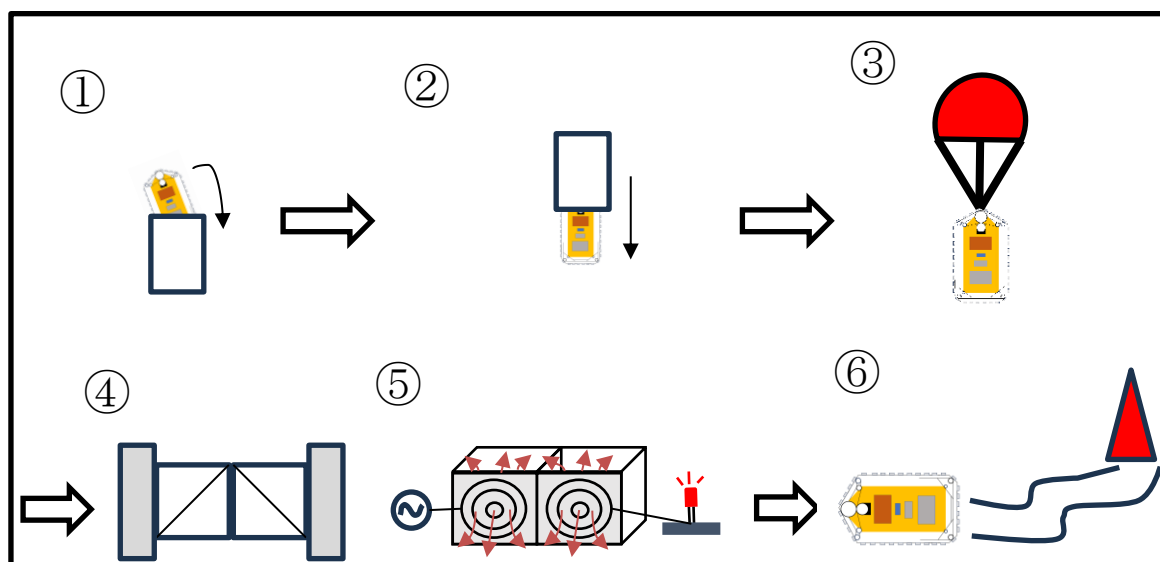


図 1.4 ミッションシーケンス図

次に，アルゴリズムについて説明する。

① 打ち上げ

サーボモータを駆動して，パラシュートの接続と Jackson Cube の収納状態での固定を行う。

② 放出

機体がキャリアから放出された後，気圧センサによる高度の計測と加速度センサによる加速度の計測を開始する。

③ パラシュート開傘

キャリア放出後，落下開始と同時にパラシュートが開傘する。

④ 機体展開

加速度センサで 5G 以上の衝撃荷重を検知，または気圧センサで計測した 10 個分の高度のデータの中央値が，1 m 以上の変化をしなくなることを検知して着地判定をする。同時に Jackson Cube の展開とパラシュートの分離を同時に行う。

展開・分離用のサーボモータの電源を OFF にし，GPS の安定受信確認後，通信機の電源を ON にする。

⑤ WPT

水晶振動子と受電回路の電源を ON にし，WPT を開始し，LED の光度計測を行う。計測終了後，水晶振動子と受電回路の電源を OFF にする。

⑥ カムバック

駆動用モータの電源を ON にする。GPS 座標と 9 軸センサから求めた機体のオイラー角より、自己位置推定と pure-pursuit 法での経路決定を行い、ゴール方向に走行する。このとき、ロール角の大きさから機体が上下反転しているか判断し、反転していた場合にはモータの回転方向の正負を入れ替えて走行する。GPS 座標から機体がゴールから 1m 以内に到達したことを判定し、実験を終了する。駆動用モータの電源を OFF にし、5 秒間隔で位置座標をダウンリンクする。

①から⑥までのアルゴリズムをフローチャートにまとめ、図 1.5 に示す。

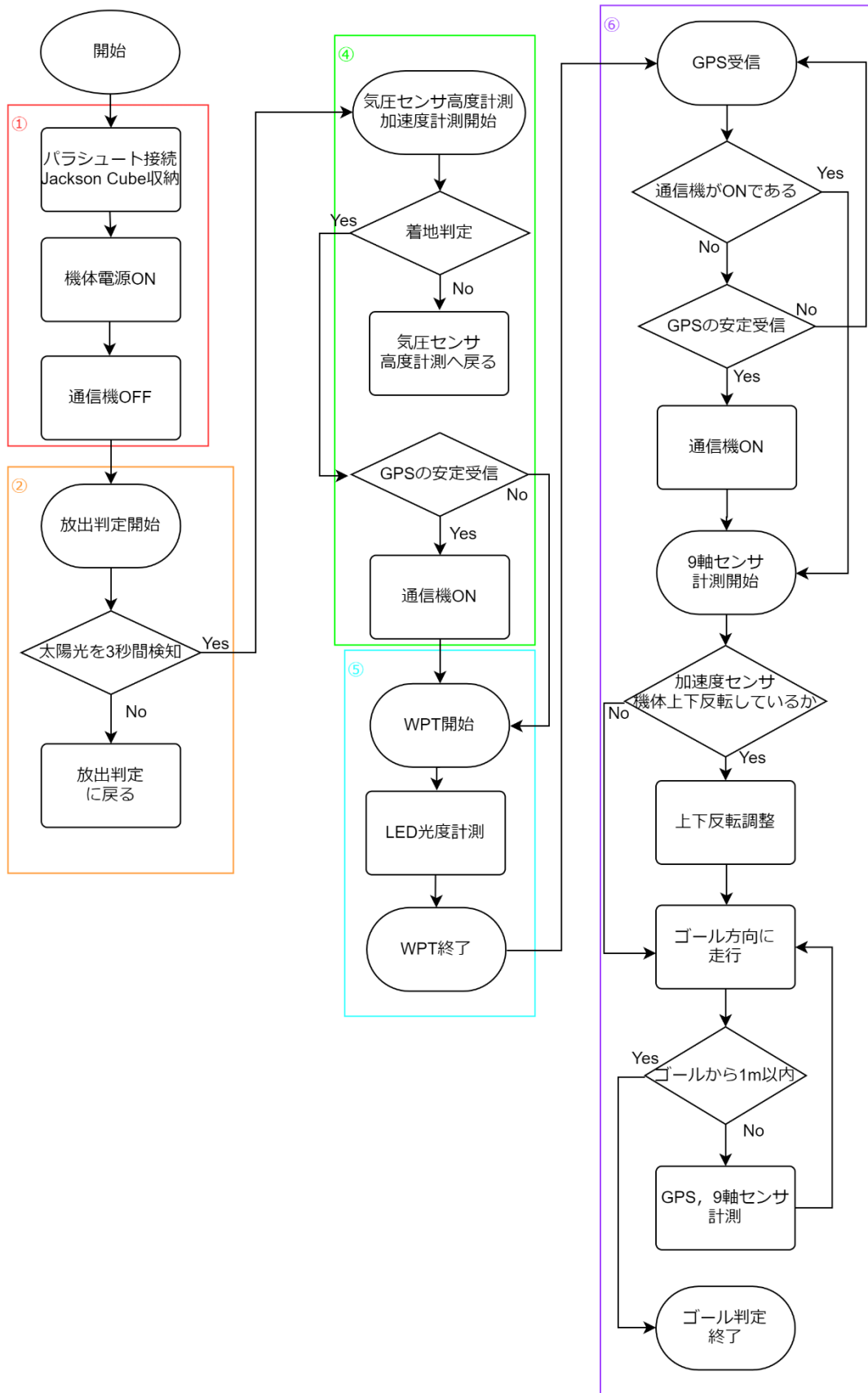


図 1.5 フローチャート

第1.3節 サクセスクライテリア

ミニマムサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ① パラシュートによる落下時の終端速度が 5m/s になる. ② パラシュートの分離をする. ③ Jackson Cube が展開の動作を開始する. ④ 走行を開始する.
フルサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ① WPT で LED を光らせる. ② Jackson Cube が完全に展開した状態で走行する. ③ 着地地点よりゴールに近づく. ④ ゴール判定ができる.
エクストラサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ① GPS の精度範囲内でゴールをする.

各項目の評価基準について以下に示す.

ミニマムサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ① 制御ログで落下速度が減速することを確認する. 制御ログから終端速度を見積もり, パラシュートの性能評価の試験結果と照らし合わせて評価する. ② 発見時に分離できていることを目視で確認する. 検出機構を搭載し, 制御ログで確認する. ③ スイッチをセンサとして使用し, 展開動作開始を制御ログで確認する. ④ 機体発見時に走行しているかを目視で確認する. 落下地点の座標と実験終了時の座標のずれを制御ログで確認する. (制御ログでパラシュートにひきずられたと判断された場合は除く)
フルサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ① LEDを点灯させていないときと結果を比較して, LEDを点灯できたかどうかを制御ログで確認する. 試験データと結果を比較して, 妥当性を判断する. ② 目視で確認する. ③ 落下地点の座標より実験終了時の座標がゴールに近づいているかを制御ログで確認する. ④ ゴール判定の動作を行ったことを目視・制御ログで確認する.
エクストラサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ① 実測と制御ログにより確認する.

第2章 システム要求

第2.1節 レギュレーションを満たすためのシステム要求

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求
----	-----------------------

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

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

第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求

番号	ミッションを達成するためのシステム要求
M1	キャリア収納時にミッションの遂行に影響をもたらす損傷を起こさない。
M2	キャリアから放出されたことを検知できる。
M3	気圧センサで気圧と気温の情報を取得できる。
M4	気圧センサで取得した気圧と気温のデータから高度を求められる。
M5	着地時の衝撃荷重により全ミッションの遂行が損なわれない。
M6	Jackson Cube の開動作が他のサブシステムに影響を及ぼさない。
M7	Jackson Cube が展開衝撃による損傷を起こさない。

M8	Jackson Cube が展開可能である。
M9	着地判定ができる。
M10	パラシュートを分離できる。
M11	WPT 用の FPC コイルが Jackson Cube に取り付け可能な大きさである。
M12	10MHz の正弦波を出力できる。
M13	FPC が Jackson Cube の開動作により曲げられても断線しない。
M14	コイルの共振周波数が 10MHz である。
M15	WPT で受電した 10MHz の電圧を調整・平滑化し LED を点灯できる。
M16	WPT の ON・OFF 制御ができる。
M17	WPT により LED が点灯したことを検知可能である。
M18	WPT による LED 点灯の検知が他の光源の影響を受けない。
M19	GPS モジュールで緯度・経度・高度の情報を取得できる。
M20	GPS で取得した測地系座標を ENU 座標系に変換できる。
M21	9 軸センサで 3 軸の加速度・地磁気・角速度の値を取得できる。
M22	9 軸センサで取得した値から機体のオイラー角を求められる。
M23	駆動用のモータを動作可能である。
M24	砂丘で機体を駆動させることができる。
M25	ゴール方向と機体のオイラー角の情報から、ゴール方向に走行するための走行モードに切り替えできる。
M26	バッテリー容量が十分である。
M27	制御ログや計測データの受信を行える。

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	試験項目名	対応する システム要求番号	実施予定日
----	-------	------------------	-------

RV1	質量試験	R1	7/13
RV2	機体の収納・放出試験	R1, M1	7/13
RV3	準静的荷重試験	R4	7/13
RV4	振動試験	R4, R7, R8	7/18
RV5	打上げ衝撃試験	R4, R7, R8	7/18
RV6	落下試験	R3, R9	7/7
RV7	開傘衝撃試験	R4	7/7
RV8	通信機電源 ON/OFF 試験	R5	7/13
RV9	無線機の調整試験	R6	7/13
RV10	ロスト対策試験	R2	7/7

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
CRV1	End-to-end 試験	CR1, R7, M9	7/14
CRV2	制御履歴レポート作成試験	CR2	7/15

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	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日
MV1	着地衝撃試験	M5	7/13
MV2	走行性能確認試験	M23, M24, M25	6/29,7/7
MV3	キャリア放出検知試験	R5, M2	7/7
MV4	気圧センサ動作確認試験	M3, M4	7/6
MV5	Jackson Cube 展開試験	M6, M7, M8	7/13
MV6	パラシュート分離試験	M10	7/7
MV7	FPC コイル性能評価試験	M11, M13, M14	7/13
MV8	WPT 試験	M12, M15, M17, M18	7/13

MV9	WPT_ON/OFF 制御試験	M16	7/13
MV10	GPS モジュール動作確認試験	M19, M20	7/6
MV11	9 軸センサ動作確認試験	M21, M22	7/6
MV12	無線通信試験	M27	7/7
MV13	バッテリー試験	M26	7/7

第4章 システム仕様

第4.1節 機体概観

機体の外観(展開後)を図 4.1～ 図 4.4 に示す。展開後の全長 219 mm，高さ 109 mm，幅 286 mm である。

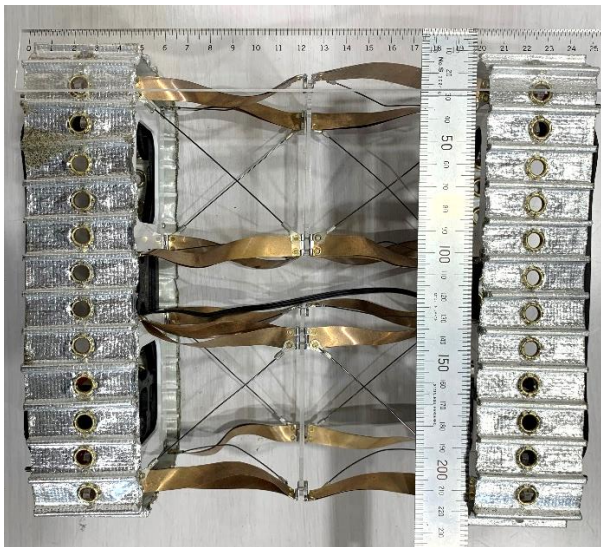


図 4.1 上面図 (展開時)

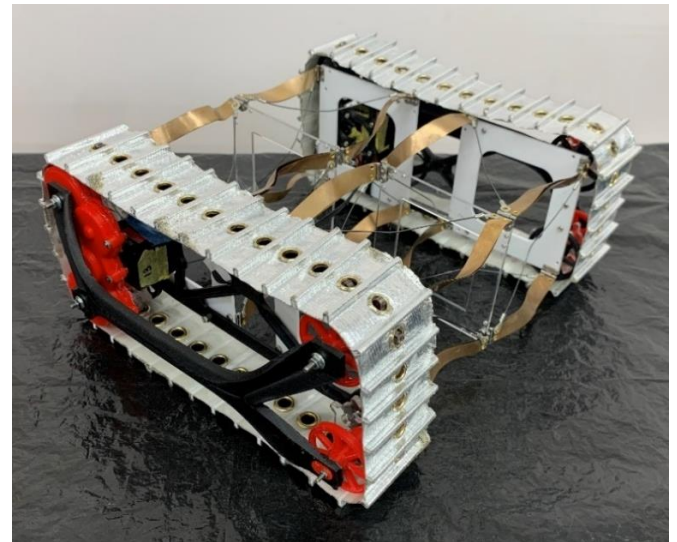


図 4.2 鳥観図

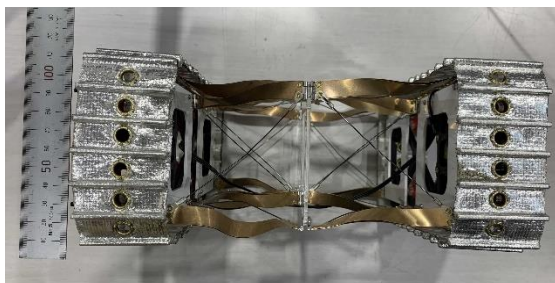


図 4.3 正面図



図 4.4 右側面図

また，本機体は幅方向に収納可能である。収納時の幅は 140 mm であり，展開時の 1/2 以下に収納可能だ。図 4.5 に収納時の機体正面の図を示す。



図 4.5 上面図（収納時）

高さ [mm]	109
全長 [mm]	219
直径 [mm]	144
幅(収納時) [mm]	140
幅(展開後) [mm]	286
重量[g] (パラシュート含む)	1049

第4.2節

第4.2.1項 分離機構

パラシュートの末端に取り付けた分離鍵が機体に固定した鍵穴から抜かれることで分離を行う。機体に取り付けたサーボモータから鍵穴の裏に位置するカップリングに回転を伝えることで分離鍵の角度を制御する。パラシュートに取り付ける分離鍵と、機体に付ける鍵穴をそれぞれ図 4.6 と図 4.7 に示す。またカップリングの内輪は図 4.8、図 4.9 のように分離鍵とかみ合い、パラシュートと機体は図 4.8 の角度のとき結合、図 4.9 の角度のとき分離する。分離する角度となった場合はスプリングによって自動的に鍵穴から分離鍵が取れるようにする。また本機体は軽量化を求め、制御するサーボモータを減らすために分離鍵が取れることでサーボモータと鍵穴のカップリングが外れ、パラシュート分離と等しいタイミングで Jackson Cube 展開のミッションが遂行できるような構造となっている。



図 4.6 分離鍵



図 4.7 鍵穴



図 4.8 結合状態



図 4.9 分離状態

第4.2.2項 展開機構

自律展開機構の立方体展開構造物である。上下の底面の板は厚さ 1mm、辺の長さが 80mm の CFRP 板、ピラーはベリリウム銅板、4つの側面の対角方向に形状記憶合金(Ni-Ti 合金)の $\phi 0.7\text{mm}$ の超弾性ワイヤを使用した。折りたたまれた状態から、片側の底面がもう一方の底面に対して 90 度回転しながら鉛直方向に展開し、図 4.10 のような立方体の状態で安定する。これまでの実験結果から、正常に展開後の Jackson Cube が機体の走行に与える影響はほとんどないと考えている。



図 4.10 Jackson Cube に基づいた展開機構

第4.2.3項 クローラ機構

月面のレゴリス環境のような軟弱地盤上での走行を想定し、クローラ機構を駆動に用いる。接地面積が大きいこと、クローラ底面の土質のせん断破壊の軌道が進行方向に対して平行かつ逆向きであることから、クローラの軟弱地盤における走行性能は車輪よりも優れているとされている^[3]。また、クローラ機構は車輪と比べて構造が複雑であり、重量が大きくなることが考えられる。そのため、軽量かつ高強度な材料の使用、肉抜き加工や形状の最適化によって、より軽量のクローラ機構の開発を目指す。左右のクローラユニット合計で、前機体（第 20 回種子島ロケットコンテストで使用したもの）から 100g 以上の軽量化を目標とした。

クローラユニット一つの全体図を図 4.11 に示す。



図 4.11 クローラユニット

駆動用モータには小型、高トルクなサーボモータを使用し、図 4.12 に示す自作のギアボックスを介して、図 4.13 のスプロケットに動力を伝達する。

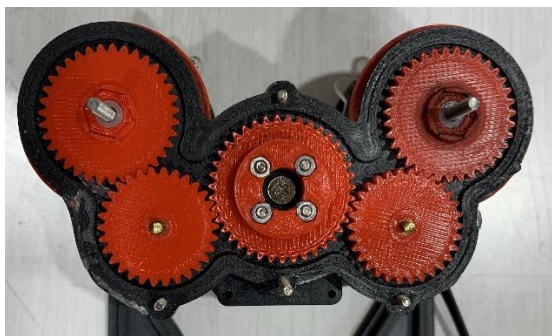


図 4.12 ギアボックス内部

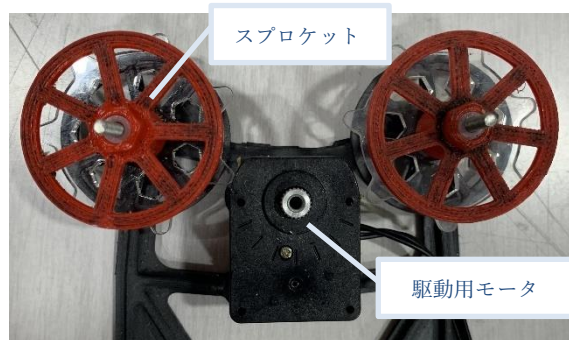


図 4.13 スプロケットと駆動用モータ

第4.3節 搭載機器

図 4.14 に機体に搭載するモジュールの配線を示す。

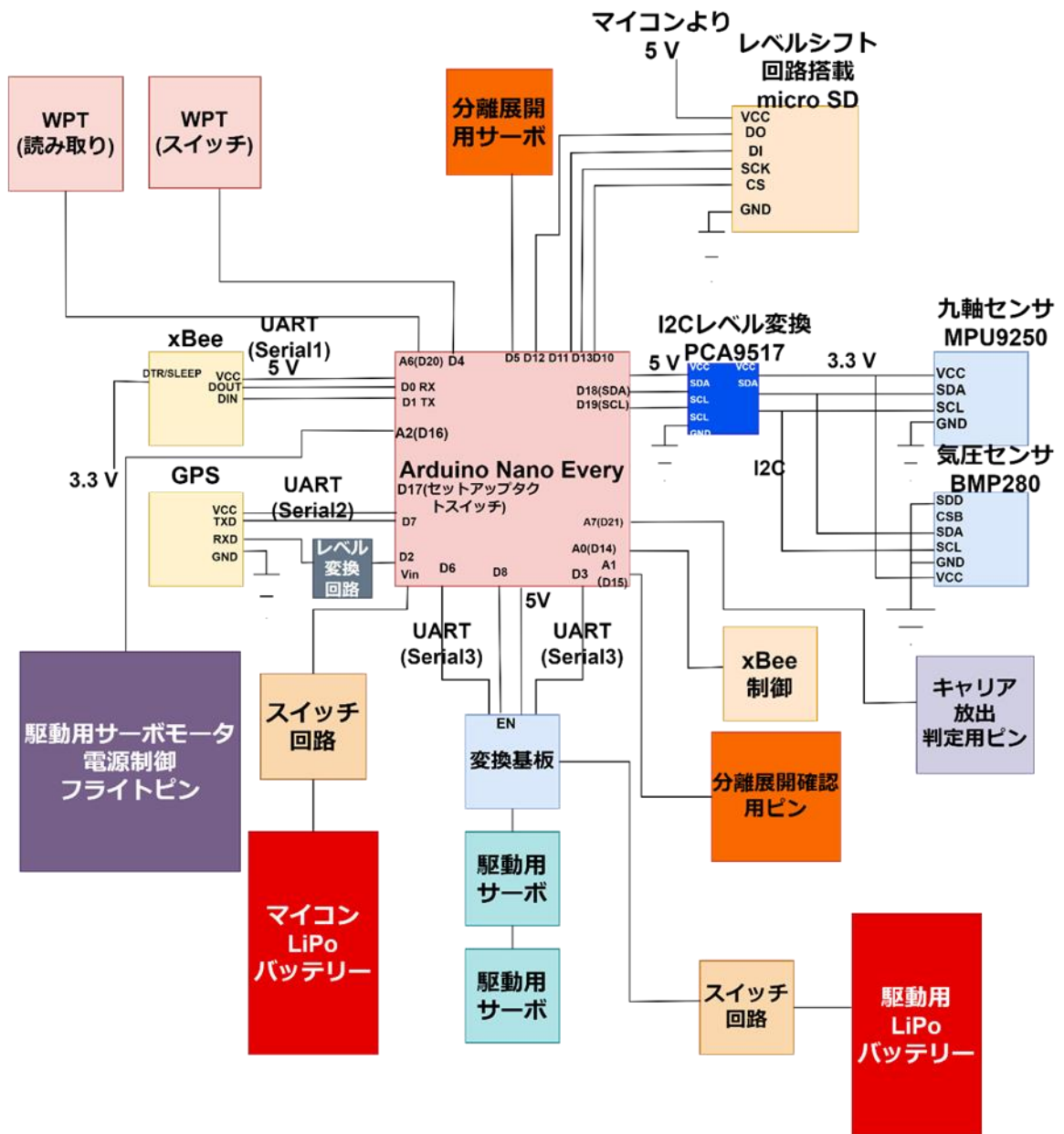


図 4.14 回路図

図 4.15 にシステムの概要を示す.

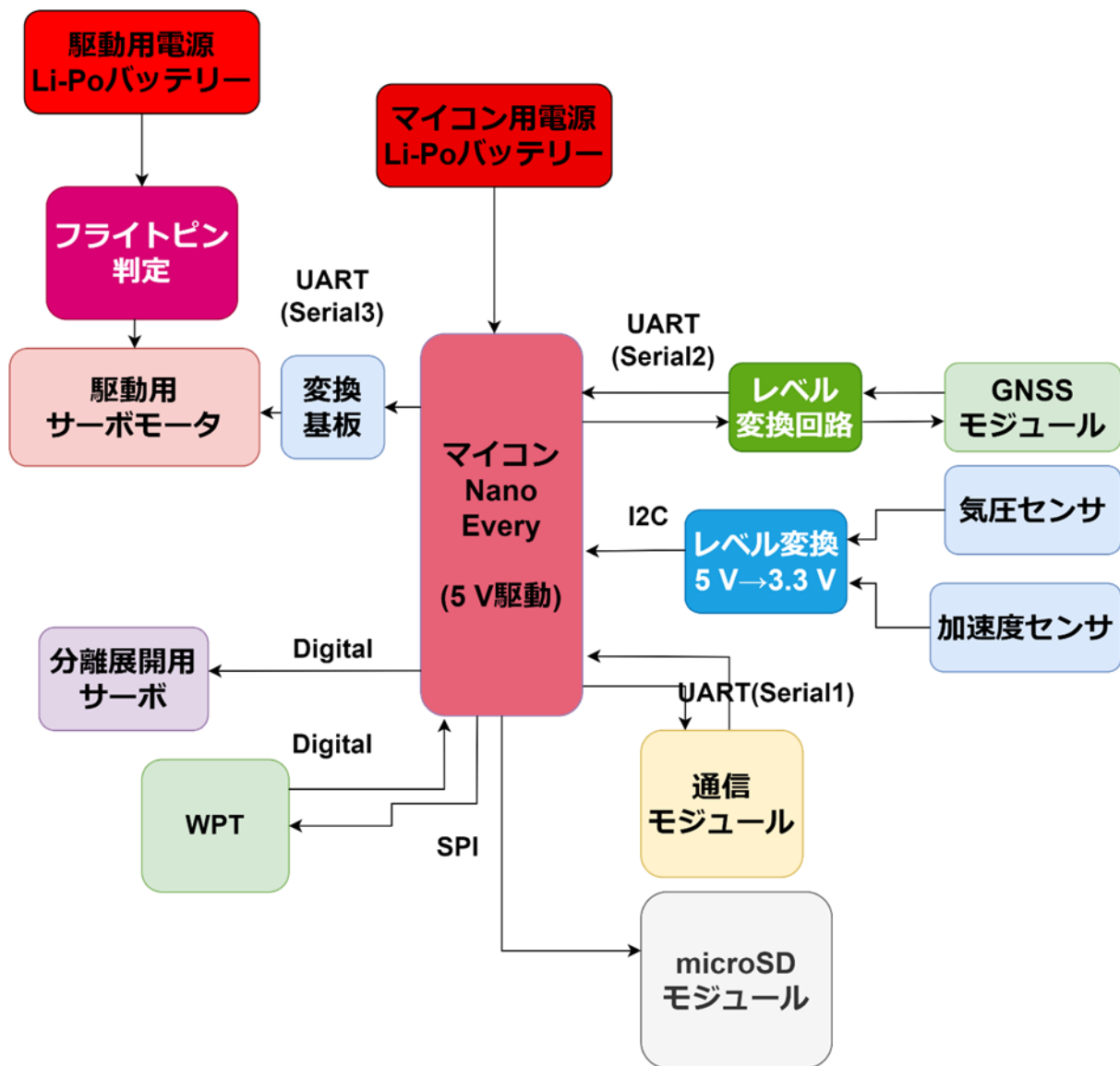


図 4.15 システム図

機体に搭載するモジュール名またはチップ名およびそれぞれのデータシートを表に示す。

項目	型番 (一部チップ名)	個数	通信方式,電源電圧,使用理由	URL, Data Sheet
マイコン	Arduino Nano Every	1	<ul style="list-style-type: none"> 入力電源電圧+7 V~+12 V Arduino での機体制御経験があるため 	<ul style="list-style-type: none"> https://docs.arduino.cc/hardware/nano-every/ https://docs.arduino.cc/hardware/nano-every/ https://docs.arduino.cc/resources/datasheets/ABX00028-datasheet.pdf https://docs.arduino.cc/resources/datasheets/ABX00028-datasheet.pdf

気圧センサ	BMP280	1	<ul style="list-style-type: none"> ・ I2C ・ 入力電源電圧+1.71 V~3.6 V ・ 開発,制御経験があるため 	<ul style="list-style-type: none"> ・ https://www.mouser.jp/datasheet/2/783/BST_BMP280_DS001-1509562.pdf ・ https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bme280-ds002.pdf
九軸センサ	MPU9250	1	<ul style="list-style-type: none"> ・ I2C ・ 入力電源電圧+2.4 V~+3.6 V ・ 開発,制御経験があるため 	<ul style="list-style-type: none"> ・ https://www.kyohritsu.jp/eclib/PROD/MANUAL/kp9250.pdf ・ https://www.kyohritsu.jp/eclib/PROD/MANUAL/kp9250.pdf
通信モジュール	DIGI XBee3	1	<ul style="list-style-type: none"> ・ UART ・ 入力電源電圧+2.1 V~+3.6 V ・ 開発,制御経験があるため 	<ul style="list-style-type: none"> ・ https://www.digi-intl.co.jp/products/embedded-systems/digi-xbee/rf-modules/files/BR_xbee3-zigbee3.pdf ・ https://www.digi-intl.co.jp/products/embedded-systems/digi-xbee/rf-modules/files/BR_xbee3-zigbee3.pdf
SD モジュール	SparkFun Level Shifting microSD Breakout	1	<ul style="list-style-type: none"> ・ SPI ・ 入力電圧 5V ・ 制御経験があるため 	<ul style="list-style-type: none"> ・ https://learn.sparkfun.com/tutorials/microsd-breakout-with-level-shifter-hookup-guide
GPS	AE-GYSFDMAXB	1	<ul style="list-style-type: none"> ・ SERIAL ・ 入力電源電圧+3.8 V~+12 V ・ 制御経験があるため 	<ul style="list-style-type: none"> ・ https://www.yuden.co.jp/wireless_module/document/datareport2/jp/TY_GPS_GYSFDMAXB_DataReport_V1.0J_20161201.pdf ・ https://www.yuden.co.jp/wireless_module/document/datareport2/jp/TY_GPS_GYSFDMAXB_DataReport_V1.0J_20161201.pdf ・ https://akizukidenshi.com/goods/affix/AE-GPS_manual_r1.07_s.pdf ・ https://akizukidenshi.com/goods/affix/AE-GPS_manual_r1.07_s.pdf
レベルシフタ	4 Channel Logic Level Shifter Bi-Directional	1	<ul style="list-style-type: none"> ・ 使用経験があるため 	<ul style="list-style-type: none"> ・ https://amzn.asia/d/dHgd7oq
駆動用 サーボモータ	KRS-3304 R2 ICS	2	<ul style="list-style-type: none"> ・ 小型(32.5×26×26mm)であるため, ・ 標準サイズのサーボに相当するトルク(13.9kgf・cm)を出力するため, 	<ul style="list-style-type: none"> ・ https://kondo-robot.com/w/wp-content/uploads/KRS-series_manual_Download-V1_9_a4-20210217.pdf ・ https://kondo-robot.com/w/wp-content/uploads/KRS-series_manual_Download-V1_9_a4-20210217.pdf

AD コンバータ	ADS1115	1	・ 入手性がよいため	・ https://www.ti.com/jp/lit/ds/symlink/ads1115.pdf?ts=1720140050731
DCDC コンバータ	K-13065	1	・ 入手性がよいため	・ https://akizukidenshi.com/goods/affix/xcl102.pdf
パワーMOSFET	2SK4017	1	・ 入手性がよいため	・ https://akizukidenshi.com/goods/affix/2SK4017.pdf
フォト IC ダイオード	I-05463	1	・ 入手性がよいため	・ https://akizukidenshi.com/goods/affix/s7183_s7184_kpic1023j04.pdf
水晶振動子	osc5a2b02	1	・ 入手性がよいため	・ https://dl6gl.de/media/files/ocxo-cti-osc5a2b02-datasheet.pdf
整流用ショット キーバリア ダイオード	11EQS03L	4	・ 入手性がよいため	・ https://www.marutsu.co.jp/content/shop/marutsu/datasheet/11EQS03L.pdf

機体に搭載するモジュールは全て使用実績のあるものに限定した。
使用電源について以下に示す。

マイコン用 Li-Po バッテリー	Zeee 900 mAh 7.4 V 45 C 2S
駆動用 Li-Po バッテリー	Zeee 1500 mAh 7.4 V 60 C 2S

Li-Po バッテリーを取り扱うにあたり以下の安全対策を講じる。

輸送時	輸送するときはリチウムポリマー電池収納用セーフティバッグに収納し輸送する。
充電時	過充電を避けるために 1C 充電を守る。
使用時	過放電を避けるために 1セル当たりの電圧が 3.0V を切らないように使用する。
保管時	長期間保存する場合は 50～70% 充電した状態で、自然放電を考慮し定期的に電圧をチェックする。 保管場所は高温をさげまた常にセーフティバッグに入れて保管する。
緊急時	バッテリーが膨張した際は放電させるために食塩水につける。 火花が発生したときは火花が収まってから水、土や消火器などで消火する。
全体を通して、セパレータが破損し、正極と負極がショートするのを防ぐために外部からの強い衝撃が加わらないよう慎重に管理する。	

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 およびパラシュートの合計質量が規定質量である 1050g 以下であることを確認する。
- 試験内容
 - CanSat 本体とパラシュートの合計質量を質量計で測定して、規定質量である 1050g 以下であることを確認する。
- 試験結果
 - CanSat とパラシュートの総重量は 1049g であり、レギュレーションの 1050g 以下であることを確認した。図 5.1 に質量測定結果の様子を示す。

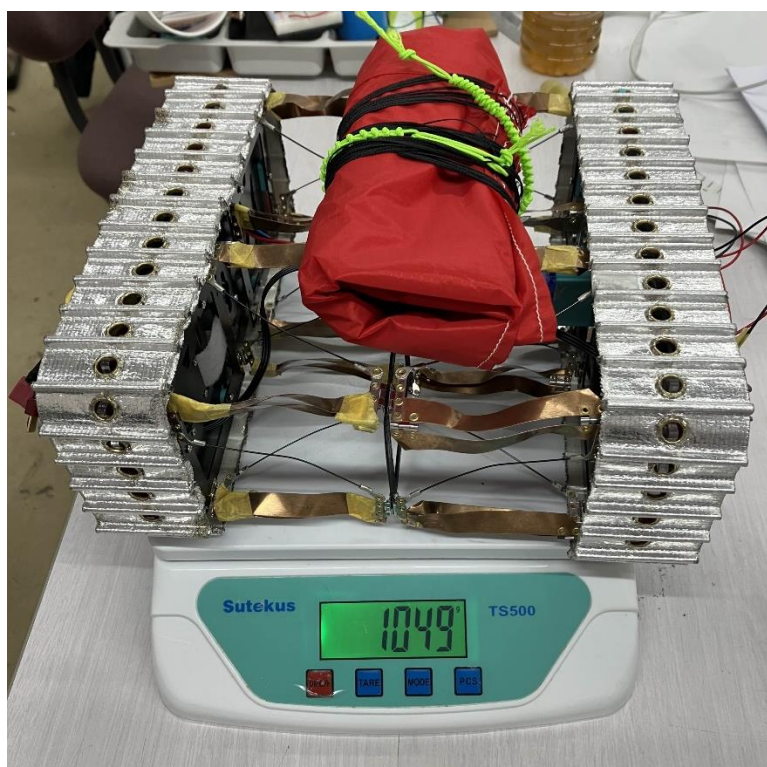


図 5.1 パラシュートと CanSat の質量

- 結論
 - パラシュートの質量を含めた CanSat の総重量が、レギュレーションを満たしてい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(内径 146 mm,高さ 240 mm)に収納することができ、自重のみでキャリアから放出できることを確認する。
- 試験内容

- 同等のキャリアを用意し、その中に CanSat を入れ、キャリアを逆さまにしたとき CanSat が自重で落下することを動画で示す.
- 試験結果
 - 実験結果を表 5.1 キャリア放出実験の結果表 5.1 に示す.

表 5.1 キャリア放出実験の結果

回数	実験動画	放出判定
1	https://youtu.be/P6UZ2J6PeEU	放出できた
2	https://youtu.be/vVPpf1oLzKY	放出できた
3	https://youtu.be/2MeEDTRQIPw	放出できた

- 結論
 - 実験結果より、機体をキャリアに収納することができ、機体が自重のみでキャリアから放出できることを確認できた.

RV3 準静的荷重試験

- 目的
 - ロケットによる打ち上げを想定した際に打ち出しにかかる、準静的荷重(10 G)に機体が耐えるかを確認する.
- 試験内容
 - 1 紐を取り付けたキャリアに機体を入れ、紐の取付け位置が軸となるよう、ハンマー投げの要領で機体を回転させ、遠心力を利用して準静的荷重を機体に作用させる.
 - 2 回転が安定してから、機体に 10G 以上が作用していることをダウンリンクデータで確認し、その状態を 10 秒間維持する.
 - 3 機体に破損がないこと、また機体に走行プログラムを書き込み、機体が正常に動作することを確認する.
 - 4 機体に搭載した加速度センサのデータを SD カードに書き込み、機体垂直方向に 10G 以上が作用していたことを確認する.
- 試験結果
 - 準静的荷重試験のデータを図 5.2 に示す.

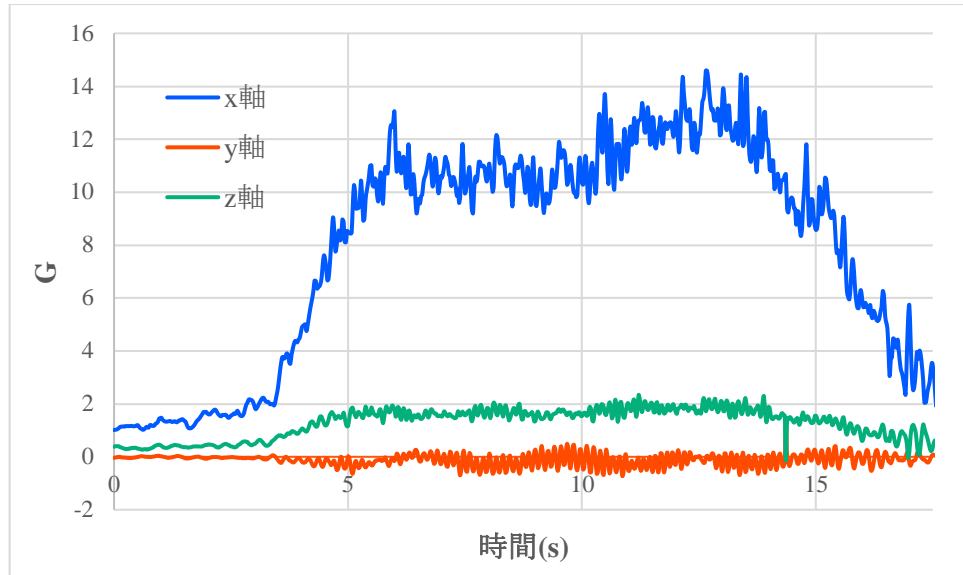


図 5.2 静的荷重試験の結果

準静的荷重試験の様子と準静的荷重試験後の動作確認の動画を以下に示す。

準静的荷重試験の様子 URL: https://youtu.be/6Me_yK-Kn68

準静的荷重試験後動作確認 URL: <https://youtu.be/MomGu1ojkq8>

- 結論
 - 図 5.2 より 5s から 15s にかけて x 軸に 10G を超える加速度が加わっていることが確認できる。また機体の動作確認の動画から試験後に機体が正常に動くことが確認できた。このことから、準静的荷重(10G)に機体が 10 秒以上耐えることが可能である。

RV4 振動試験

- 目的
 - ロケットによる打ち上げを想定した際に打ち出しにかかる振動に機体が耐えうるかを確認する。
- 試験内容
 - レギュレーションを基に 30Hz~2000Hz で 15 G の正弦波振動を加える。
 - 1. キャリアに機体を収納し、試験機に乗せ、鉄の支柱と天板を用いてキャリアを試験機に固定する。
 - 2. 試験機によってキャリアを上記の周波数帯で振動させる。
 - 3. キャリアから機体を取り出し、目視での機体が破損していないことと、機体との通信が可能であるかを確認する。
- 試験結果
 - 振動試験のデータを以下に示す。

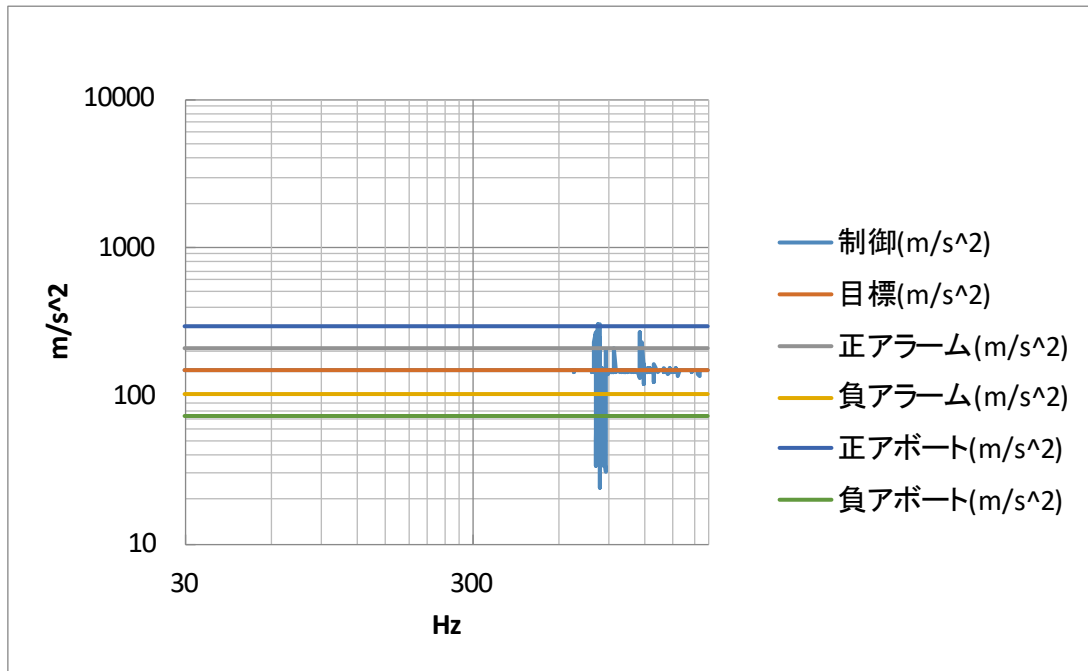


図 5.3 振動試験結果

振動試験の様子動画を以下に添付する。

振動試験の様子 URL : <https://youtu.be/nVrRLmi-MO4>

- 800~900Hz 帯において、治具の共振により振動装置の加振限度を超えてしまった。そのため、キャリアを鉄の支柱と天板ではなくロープを用いて固定することとし、その他は同様の方法で追加試験を行った。

追加試験のデータを以下に示す。

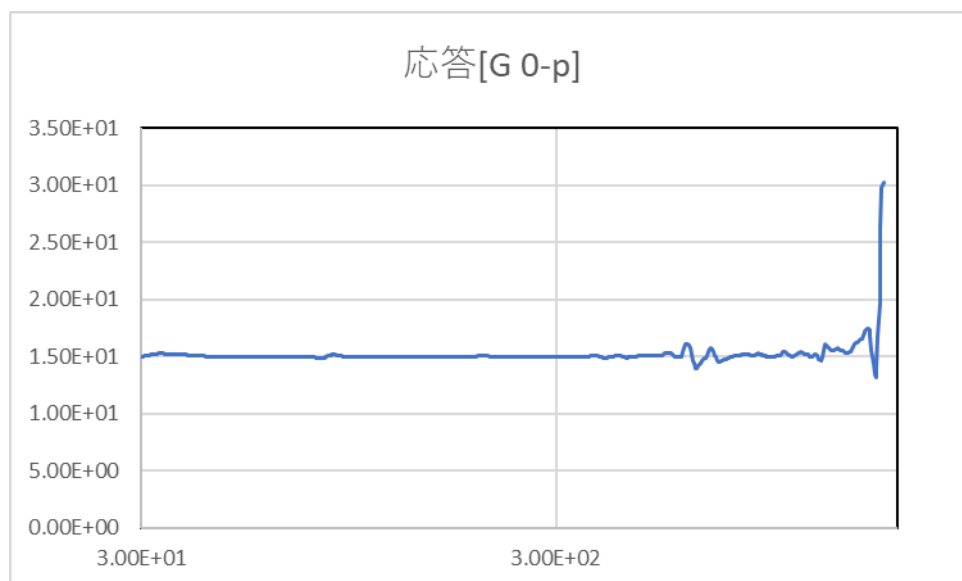


図 5.4 追加試験結果

追加試験の様子動画を以下に添付する。

追加試験の様子 1 URL : <https://youtu.be/ppoYdQ50cUQ>

追加試験の様子 2 URL : <https://youtu.be/b2bI72TLqLk>

追加試験の様子 3 URL : https://youtu.be/MFobEB8xd_c

- 結論

- 振動試験の加振データと動画から、1600Hz~2000Hz において 15G の振動が機体に作用しており、また追加試験の加振データと動画から、30 Hz~1600 Hz において同様に 15G の振動が機体に作用していたことがわかる。
- 二度の試験の結果から以下のように考察する。一度目の試験では 900Hz 付近で共振し、二度目の試験では 1800Hz 付近で共振したことで振動装置の加振限度を超える結果となった。二度の試験方法の違いは治具の固定方法のみであり、またこの共振点のずれから共振の主な原因は治具によるものであると考える。よって二度の振動試験結果を通して、本機体は 30Hz から 2000Hz の振動において共振点がない、または共振点が存在するがキャリアに入れたパラシュートなどが緩衝材となり、機体には振動が大きく伝わらず、ロケット打ち上げ時の振動に対して機体が問題ないことを示せたと考える。

RV5 打ち上げ衝撃試験

- 目的

- ロケットに寄る打ち上げ時やロケットからの分離時にかかる衝撃荷重に機体が耐えるか確認する。

- 試験内容

- レギュレーションを基に 40G の衝撃荷重を加える。

1. 機体を、試験機に乗せる。
2. 試験機によって機体に 40G の衝撃荷重を 3 回加える。
3. 機体を試験機から下ろし、目視での機体が破損していないことと、機体との通信が可能であるかを確認する。

- 試験結果

衝撃試験のログデータを以下に示す。

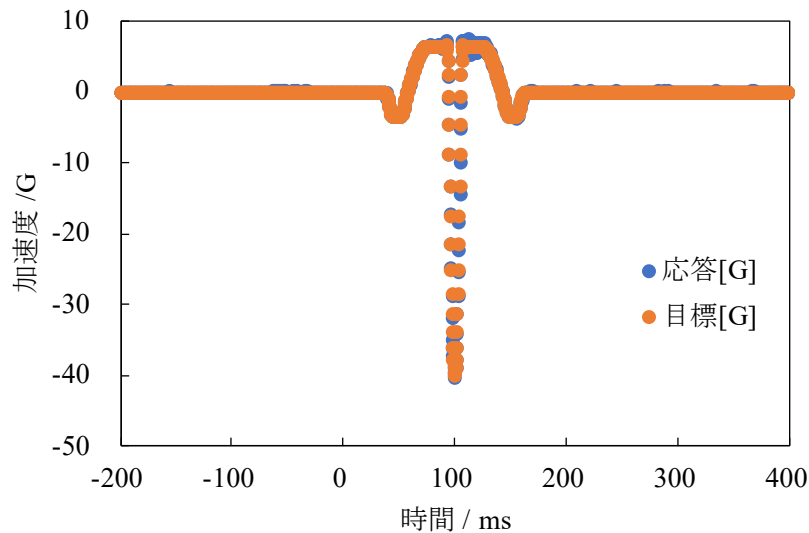


図 5.5 衝撃試験結果

衝撃試験の様子動画を以下に添付する。

衝撃試験の様子 URL : <https://youtu.be/INBNI790TwA>

- 結論
 - 衝撃試験のデータと動画から、機体に 40G の衝撃が作用しており、ロケット打ち上げ時の衝撃に対して機体が問題ないことを示せた。

RV6 落下試験

- 目的
 - パラシュートが開傘した後、終端速度に達することを確認する。パラシュートの性能評価を行う。
- 試験内容
 - 高さ約 9 m のところからパラシュートの投下を行う。一定間隔で気圧センサからのデータの測定、記録をし、高度を気圧センサのデータを用いて算出し記録し、そのデータをもとに終端速度を調べる。
- 試験結果
 - 7 回投下を行い、データは 6 回分取得できた。得られた高度のデータを図 5.6 に示す。

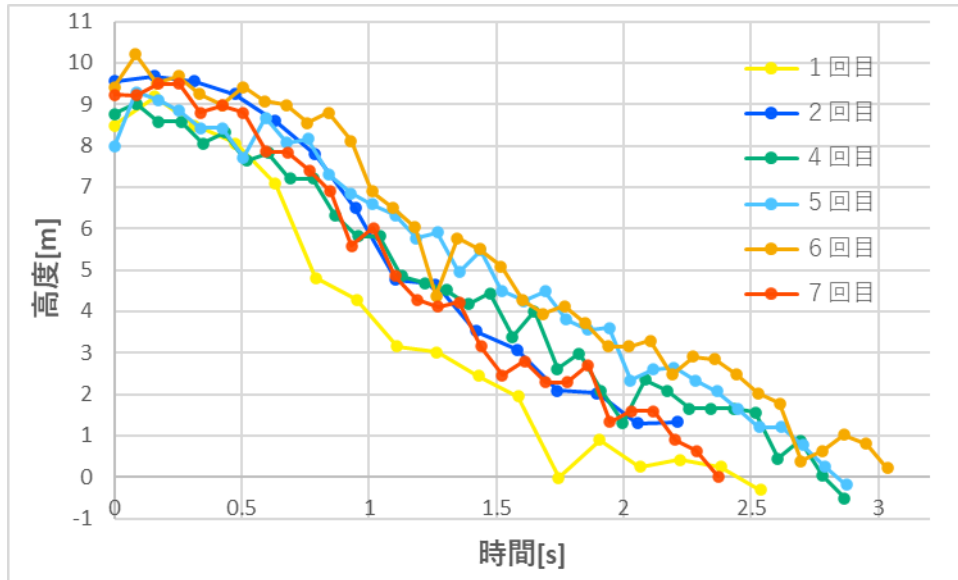


図 5.6 パラシュート開傘試験の高度グラフ

- 開傘試験動画については以下にリンクを添付する。
- URL: <https://youtu.be/T4eI0k2BGTo>
- 試験動画から得られたデータを表 5.2 にまとめる。滞空時間は落下開始から着地までの時間、開傘時間は落下開始からパラシュートが完全に開傘するまでの時間とする。

表 5.2 パラシュート開傘動画の結果

回	滞空時間[s]	開傘時間[s]
1	2.600	1.417
2	2.166	1.133
3	2.200	0.800
4	2.866	1.166
5	2.900	1.100
6	3.067	1.033
7	2.333	1.166

● 結論

- パラシュートの抗力係数を求める。抗力係数 C_d は重力と空気抵抗のつり合いから以下の式で算出する。

$$Mg = \frac{1}{2} \rho C_d v^2 S$$

表 5.3 使用する物理定数まとめ

M : 試験体重量	0.535[kg]
g : 重力加速度	9.8[m/s ²]
ρ : 空気密度	1.2[kg/m ³]

v : 終端速度	測定値[m/s]
S : パラシュート面積	0.64[m ²]

- 試験結果から終端速度 v を求めることで抗力係数を導くことができる。ここで抗力係数を 1.06 と仮定した速度と高度のシミュレーションを示す。抗力係数を 1.06 と置いたのは第 20 回種子島ロケットコンテスト用に制作した同形状のパラシュートの抗力係数が 1.06 だったことから、本大会では抗力係数 1.06 を参考に機体重量が 1.05kg の際、終端速度が 5.0m/s となるようパラシュートを製作したためである。

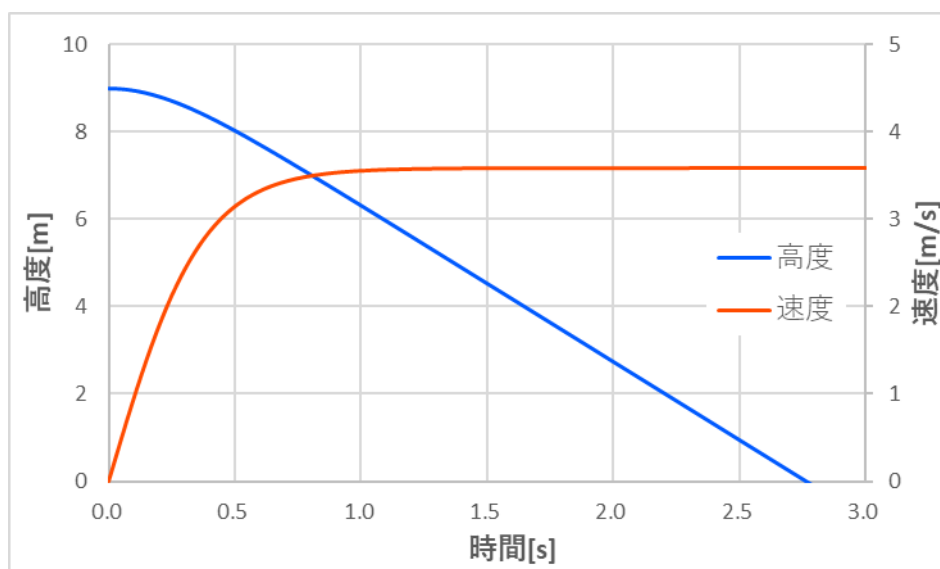


図 5.7 パラシュート開傘試験シミュレーション

- シミュレーション結果から投下後 1.0s でほぼ終端速度である 3.59m/s に達することが分かる。また試験動画からパラシュートが完全に開傘する時間も 1 秒程度かかっており完全開傘後は速度の変化が見られない。したがってそれぞれの投下試験に関して開傘時間経過後から着地までの速度の平均を終端速度として扱う。速度 v については測定したデータの時間間隔を Δt 、その間に落下した高度を Δh として $v = \Delta h / \Delta t$ として算出する。試験結果から得られた終端速度を表 5.4 に示す。

表 5.4 終端速度解析結果

回	データ数	終端速度[m/s]
1	7	2.502
2	6	3.494
4	20	3.027
5	22	3.656
6	24	3.220
7	18	3.819
合計	94	3.341

- 合計の94個のデータから得られた3.341m/sを終端速度をとして扱くと抗力係数は1.22が得られた。したがって本大会で使用する機体重量 1.05kg, パラシュート抗力係数 1.22 での終端速度は 4.69m/s となる。

RV7 開傘衝撃試験

- 目的
 - レギュレーションで規定される 50G の開傘衝撃によって機体とその後のミッションに影響が出ないことを確認する。
- 試験内容
 - 機体のパラシュートを取り付ける部分にコードを取り付け、1.5m 投げ落とし、コードが伸びきるときの衝撃を開傘衝撃として機体に加える。これを3回繰り返し、機体に取り付けた加速度センサのデータから 50G が機体に加わったことを確かめ、その衝撃によって機体に損傷がないことと、通信機が正常に動作することを確認する。
- 試験結果
 - 実験を記録した動画を示す。
 - 1~3 回目：<https://youtu.be/a15IrU58Gnw>
 - また、1 回目から 3 回目の衝撃付与で得られた機体の加速度の大きさのデータを図 5.8 3 回の実験で得られた機体の加速度に示す。

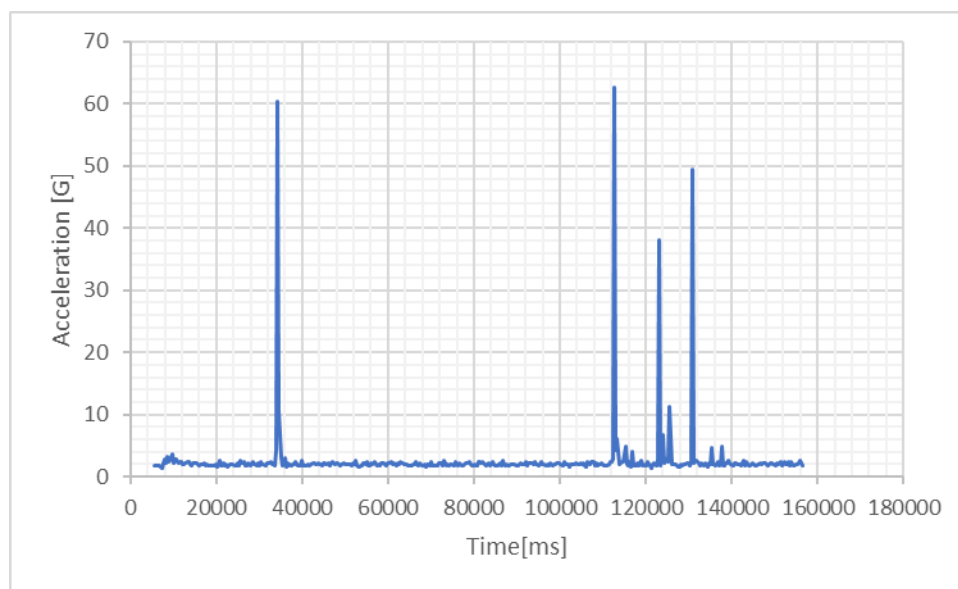


図 5.8 3 回の実験で得られた機体の加速度

- 図 5.8 3 回の実験で得られた機体の加速度より、1 回目、2 回目の衝撃付与で 50G を超える値が得られ、3 回目の衝撃付与でも 50G の 0.99 倍の値が得られた。これに加えて、動画の内容を考慮すると、50G 程度の衝撃加速度を 3 回付与されても期待が損傷せず、通信機が正常に動作したといえる。
- 結論

- 試験結果より、開傘衝撃が加わっても機体に損傷は見られず、また正常に動作することを確認できた。

RV8 通信機電源 ON/OFF 試験

- 目的
 - ロケットによる打ち上げを想定した際に、通信機電源の ON/OFF 制御できることを確認する。
- 試験内容
 - 気圧センサの値によって取得した高度が 500m 以下で、機体に搭載する 9 軸センサで 2G 以上の加速度が測定された場合に着地したと判定し、通信モジュール(XBee)に電源が入ることを確認するため、以下に示す動作を行うプログラムを実行する。
 - ① CanSat の電源投入直後に通信モジュールの電源を入れる。
 - ② 10 秒間 PC (親機) と通信を行った後、通信モジュールの電源を切る。
 - ③ CanSat を落下させる。
 - ④ 高度 500m 以下で 2G 以上の加速度が測定された場合、5 秒経過後通信モジュールの電源を入れる。
 - ⑤ PC (親機) との通信を再開する。
 - ⑥ XCTU 上で、通信モジュールの電源 ON/OFF が正常に行われていることを確認する。
- 試験結果
 - 実験を記録した動画を示す。
 - 1 回目：<https://youtu.be/Xm28Mcj9wao>
 - 2 回目：<https://youtu.be/h3lQE2ozOqo>
 - 3 回目：<https://youtu.be/TFmlpugVhB4>
 - 3 回実験を行い、3 回全ての実験において正常な動作を確認できた。
- 結論
 - 通信機の電源 ON/OFF が正常に行われることを確認できた。

RV9 無線機の調整試験

- 目的
 - 通信モジュール(XBee)のチャンネルを変更できることを確認する。
- 試験内容
 - XCTU を用いて、XBee のチャンネルを変更する。基盤に搭載されている XBee を送信機、基盤に搭載されていない XBee を受信機としてチャンネル変更を行う。
 - ① はじめに受信機側と送信機側の双方のチャンネルを 15ch にするために、XCTU 上の SC 値を 10 に設定し、チャンネルが同じことから受信機が送信機からの信号を受信することを確認する。
 - ② 次に、送信機側を 16ch に変更するために XCTU 上の SC 値を 20 に変更する。チャンネルが異なるため送信機から送られたデータが受信できないことを確認する。
 - ③ 受信機側を 16ch に変更するために SC 値を 20 に変更し、データが受信されることを確認する。

認する.

- 試験結果
 - 試験結果を表 5.5 に示す.

表 5.5 XCTU を用いた通信モジュールのチャンネル変更試験結果

SC 値		通信結果
送信機	受信機	
10	10	成功
10	20	失敗
20	20	成功

- 結論
 - 試験結果より通信モジュールのチャンネル変更は容易に行えることがわかる. 大会会場でも各周波数帯の使用状況からチャンネル変更の対応が可能である.

RV10 ロスト対策試験

- 目的
 - ロスト防止のために通信可能距離を確かめ, 有効な CanSat の搜索方法を決定する.
- 試験内容
 - PC に接続した受信機が送信機からデータを受信できる距離を測定する.
 1. 送信機からパソコンと接続した受信機を歩きながら離れていき, 送信機からの受信機の距離をハンディ GPS により測定する.
 2. 受信機における電波強度の基準値を -100 dBm として電波強度を測定し, この値に達するまでの距離を調べる.
- 試験結果
 - 試験結果を図 5.9 に示す.

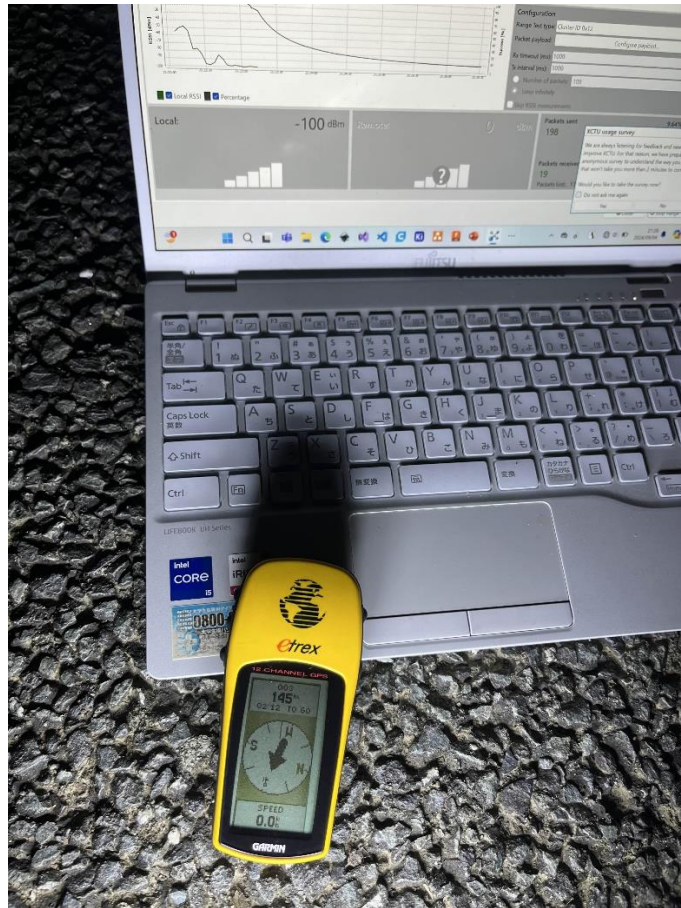


図 5.9 電波強度が基準値に達した時の PC 画面とハンディ GPS で測定した距離

- 送信機からの距離が 140 m を超えた地点で、測定していた受信機の電波強度が基準値を下回った。このことから、半径 140 m の範囲内ではデータ受信が可能である。

- 結論

- CanSat の発射地点から発見に至るまでの分散距離をまとめる。
- まず落下分散について考える。CanSat が高度 4000m から落下した場合は RV6 より終端速度は 4.69 m/s となるので、滞空時間は 850s となる。落下時の最大風速を 5m/s とし、CanSat が 5m/s で流されるとすると落下分散は 4250m である。
- 次に CanSat の着地後の移動距離について考える。スプロケット直径 36 mm，サーボモータの最大回転速度 0.66 s/回（1 回転あたりの回転速度）より、CanSat の速度は 10 m / min 程度となる。
- よって、車での搜索速度を 10mph とすると、落下分散である 4250m 進むのに 15min かかり、この間に CanSat が進む距離は 150m である。これらのことを考慮して CanSat は発射地点から 4500m 以内には存在すると考える。
- 以上より決定された CanSat の搜索方法について図 5.10 に示す。CanSat の打ち上げ後、発射地点でパラシュートを視認し、CanSat が風により流されていく方向を把握する。次に①のようにパラシュートが視認できる間はその方向へ前進する。①で進んだ距離を X m とする。落下地点を目視で確認できれば直接その場所へと向かい、落下の途中で見失った場合は、見失った地点の座標を記録しておき、②のように予想される落下

方向へと直進を続ける。図 5.10 では、青の円で見失った地点を表している。射点から 4.5 km 離れた位置まで進む間に目視又は受信機による発見ができなかった場合は、図 5.10 の③、④のように左右方向に黄色いエリアを拡大しながら探索を続けることで CanSat を見つける。

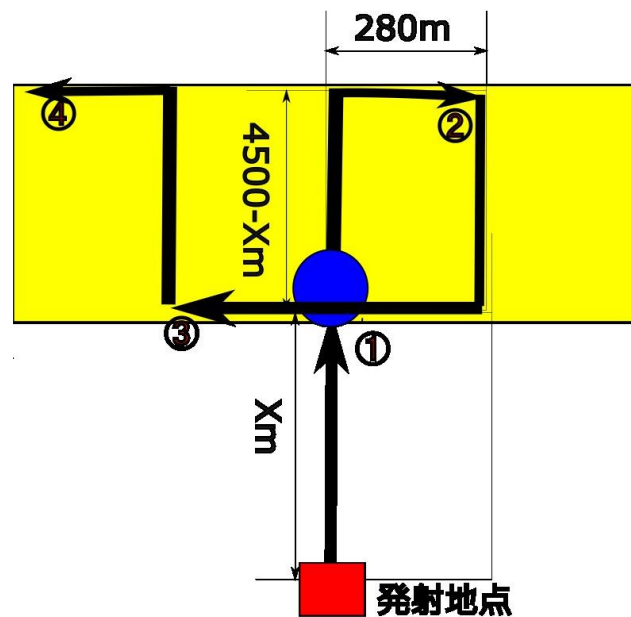


図 5.10 探索経路

- ロスト防止のため、どのくらいの通信距離が可能かを確かめ、有効な CanSat の探索方法を決定した。

CRV1 End-to-end 試験

- 目的
 - CanSat 投下からゴール判定、データの取り出しまでの本番を模擬し、各シーケンスを自律で行えることを確認する。
- 試験内容
 - CanSat 投下からゴール判定までの動作を自律制御に行う。一連のシーケンスによって得られたデータを確認する。
- 試験結果
 - End-to-end 試験：<https://youtu.be/KSER26eoSmM>
 - End-to-end 試験ログ：<https://youtu.be/TiU2oWDKS6g>
- 結論
 - CanSat 投下からゴール判定、データの取り出しまでの本番を模擬し、各シーケンスを自律で行えることを確認できた。

CRV2 制御履歴レポート作成試験

- 目的
 - 制御履歴レポートが作成可能であることを確認する。

- 試験内容
 - End-to-end 試験を通して得られたデータを用いて、制御履歴レポートを作成する。
- 試験結果
 -
- 結論
 -

第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験

MV1 着地衝撃試験

- 目的
 - 着地衝撃が加わっても機体が正常動作を行い、その後のミッションに影響を及ぼさないことを確認する。
- 試験内容

着地衝撃のイメージ図を図 5.11 に示す。機体の終端速度は 5m/s であり、その速さで着地した際の衝撃荷重は、速度が終端速度から 0m/s になるまでの時間 Δt を 0.1s とすると、27G である。実際に終端速度に達し、その着地衝撃を機体に加える試験を行えなかったため、図 5.12 に示すように着地速度が 5m/s になる自由落下による着地衝撃を機体に加えることで模擬した。式(1)を用いて落下速度 v が 5m/s となる高さ h_{test} を 1.3m と求め、その高さから自由落下させ、27G 以上の力が機体に加わっても機体の動作に問題がないことを確認する。

$$h_{test} = \frac{v^2}{2g} \quad (1)$$

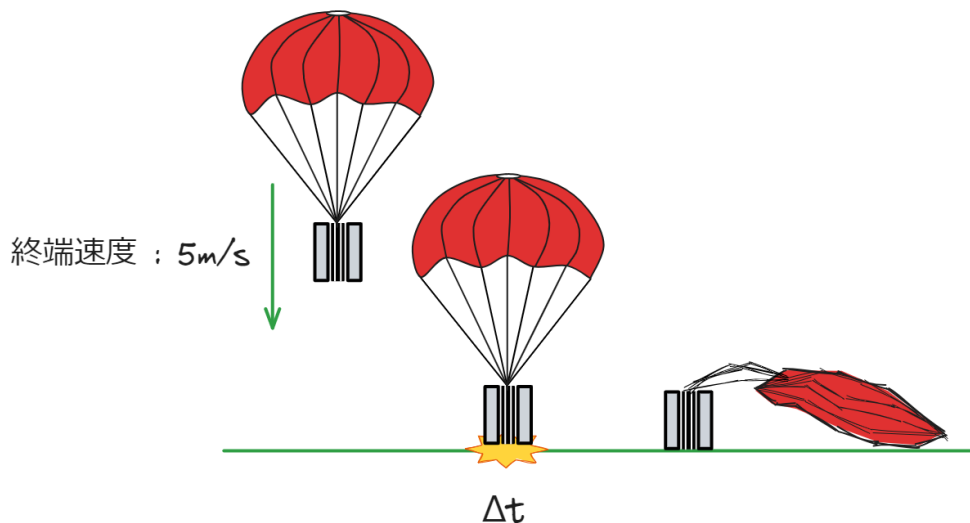


図 5.11 実際の着地衝撃のイメージ

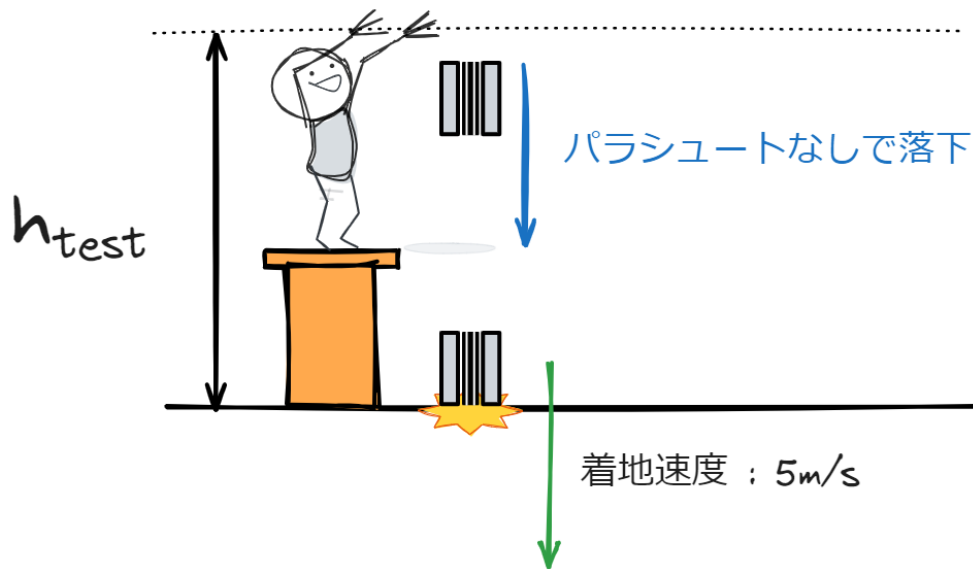


図 5.12 試験の着地衝撃のイメージ

1. 台の上に乗し、メジャーで測った 1.3m の高さから機体を自由落下させる.
 2. 機体はその後のミッションを遂行できる状態であることを確認する.
- 試験結果
実験を記録した動画を示す.
 - 1 回目 : <https://youtu.be/XlfPQAymnZI>
 - 2 回目 : <https://youtu.be/v1-jNFzq0QM>
 - 3 回目 : <https://youtu.be/2MeEDTRQIPw>加えて着地後の機体の様子を図 5.13, 図 5.14, 図 5.15 に示す.

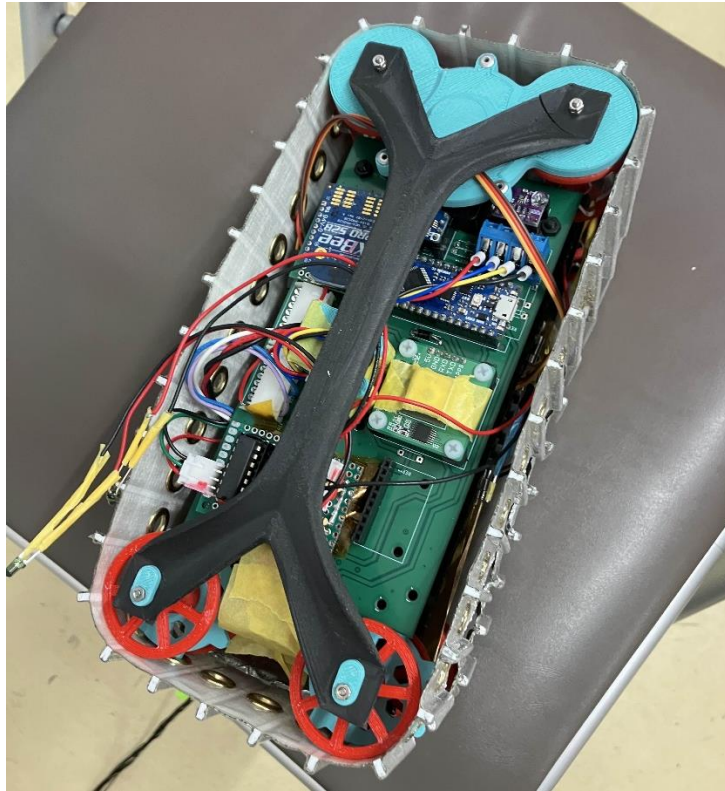


図 5.13 1回目の着地衝撃試験後の機体の様子

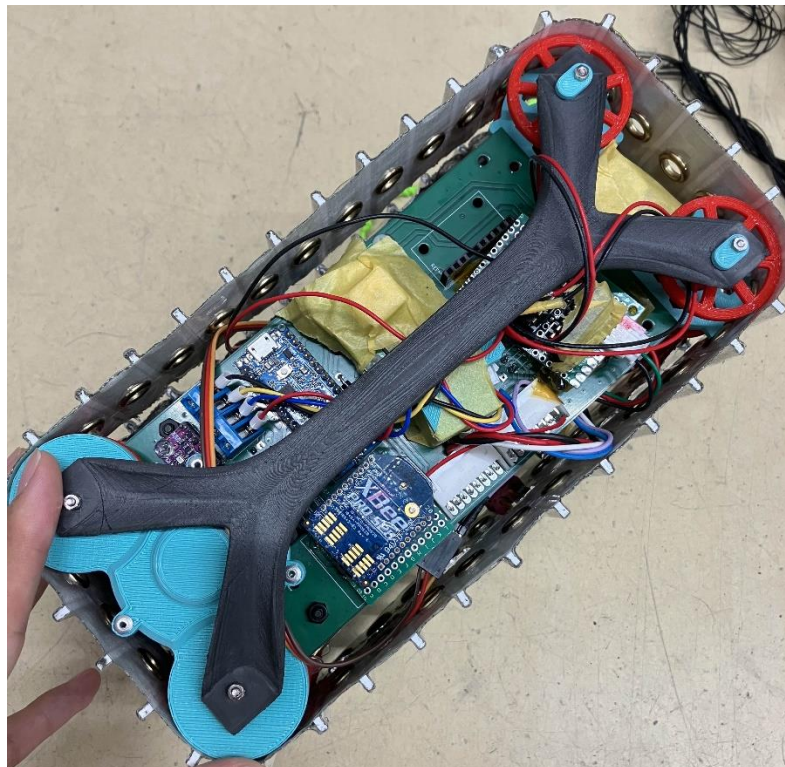


図 5.14 2回目の着地衝撃試験後の機体の様子

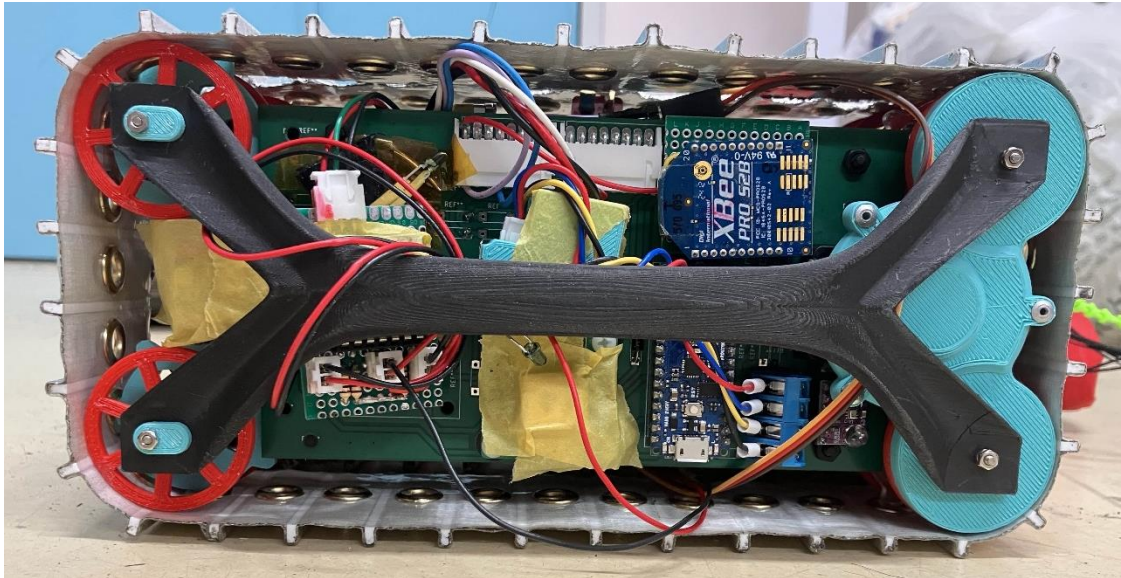


図 5.15 3回目の着地衝撃試験後の機体の様子

- 結論
 - 試験結果より、終端速度と同じ速度で落下した時の落下衝撃が機体に加わっても、機体が正常動作を行い、その後のミッションに影響を及ぼさないことを示せた。

MV2 走行性能確認試験

- 目的
 - ミッションステートメントより、走行機構は月探査を想定したものとし、砂地等の軟弱地盤環境でスタックせずに安定した走行が可能であるか示す。
- 試験内容
 - 軟弱地盤環境である砂丘で機体を走行させ、スタックせず安定した走行が可能であるか検証する。
- 試験結果
 - 試験の動画を以下に示す。
 - URL：<https://youtu.be/hnWhjsUNZGI>
 - URL：<https://youtu.be/w1-SE8miIdI>
 - URL：<https://youtu.be/RS5Q6jzw-uo>
- 結論
 - 動画より軟弱地盤環境の砂丘でも機体は、安定して走行が可能であることがわかる。また、轍についてもスタックせずに走行が可能である。

MV3 キャリア放出検知試験

- 目的
 - 機体がキャリアから放出され落下に入ることをフォトトランジスタによる検知により確認する。
- 試験内容
 - 機体がキャリアから放出された際、フォトトランジスタが ON になりマイコン(Arduino)

の検知ピンが High になることを確認する。

- 試験結果
 - CRV1 End-to-end 試験にて確認できたため、個別試験は行っていない。
- 結論
 - CRV1 End-to-end 試験において、CanSat がキャリアからの放出を検知可能であると確認できた。

MV4 気圧センサ動作確認試験

- 目的
 - 気圧センサの取得データによるパラシュートの分離を行うため取得データの正確性と遅延時間を確認する。
- 試験内容
 - 静的取得および、動的取得を行う。そして、データのずれを確認し、また落下試験で取得したデータを分析し、用いるデータの妥当性を確認する。
- 試験結果
 - CRV1 End-to-end 試験にて確認できたため、個別試験は行っていない。
- 結論
 - CRV1 End-to-end 試験において、気圧センサにより CanSat の高度を計測可能であると確認できた。

MV5 Jackson Cube 展開試験

- 目的
 - サーボにより Jackson Cube が自律展開し、CanSat の本来の大きさになることを確認する。
- 試験内容
 - サーボで Jackson Cube の閉じた状態を維持しているため、サーボに信号を送り Jackson Cube の自律展開を行い、その結果を動画で示す。
- 試験結果

以下に試験動画を添付する。

 - URL : https://youtu.be/dRSL_zZZaW0
- 結論
 - 試験動画の結果からサーボにより Jackson Cube の自律展開ができることが確かめられた。

MV6 パラシュート分離試験

- 目的
 - サーボによりパラシュートが機体と分離できることを確認する。
- 試験内容
 - 機体にパラシュートが付いている状態からサーボに信号を送りパラシュートの分離を行い、その結果を動画で示す。また第 4.2.1 項よりパラシュート分離と Jackson Cube 展

開は等しいタイミングで行うため、試験結果は mv5 の Jackson Cube 展開試験と同様である。

- 試験結果

以下に試験動画を添付する。

➤ URL : https://youtu.be/dRSL_zZZaW0

- 結論

➤ 試験動画の結果から分離機構が作動しパラシュートが機体と分離できることが確認できた。

MV7 FPC コイル性能評価試験

- 目的

➤ FPC コイルの共振周波数を測定し、コイルの要求値を満たしていることを確認する。

- 試験内容

➤ nanoVNA で共振周波数が 10MHz であることを確認する。

- 試験結果

➤ 図 5.16 に nanoVNA で共振周波数を測定した結果を示す。

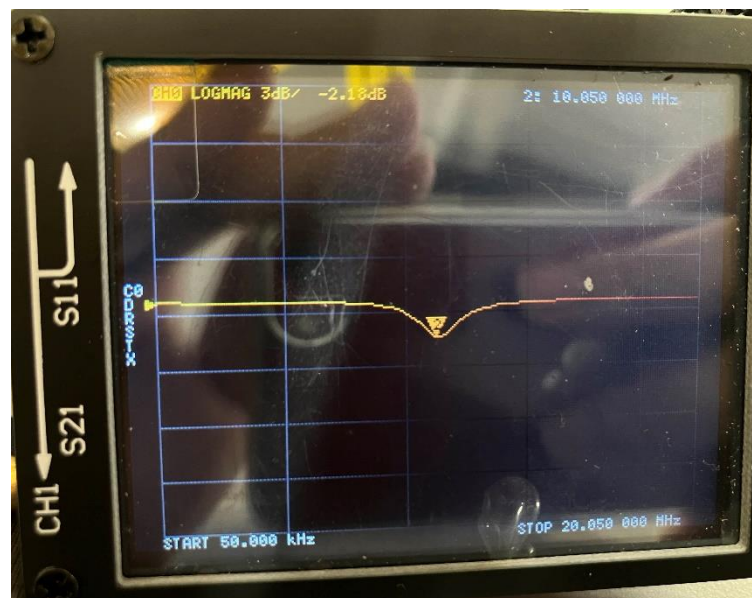


図 5.16 nanoVNA で共振周波数を測定した結果

- 結論

➤ 図より共振周波数は 10.050MHz となり、共振周波数が 10MHz であることを確認できた。

MV8 WPT 試験

- 目的

➤ FPC コイルを使用した磁界共振結合型 WPT が可能であることを確認する。

- 試験内容

➤ 受電回路と送電回路を製作し、受電回路にある LED が点灯することを確認することで WPT の成否を確認する。

- 試験結果
 - 開発の遅れのため未実施
- 結論
 -

MV9 WPT_ON/OFF 制御試験

- 目的
 - WPT の ON/OFF 制御ができることを確認する.
- 試験内容
 -
- 試験結果
 - 開発の遅れのため未実施
- 結論
 -

MV10 GPS モジュール動作確認試験

- 目的
 - GPS 取得データが ENU 座標系に変換され、読み取れるようになっていることを確認する.
- 試験内容
 - GPS データを ENU 座標系に変換されるようにスケッチしたプログラムをマイコンに書き込み、実行し、XCTU 上またはシリアルモニタ上、microSD に記録されたデータを見て、データが変換され読み取れるようになっていることを確認する.
- 試験結果
 - CRV1 End-to-end 試験にて確認できたため、個別試験は行っていない.
- 結論
 - CRV1 End-to-end 試験において、ENU 座標系における CanSat の座標を取得可能であると確認できた.

MV11 9 軸センサ動作確認試験

- 目的
 - 機体に搭載した 9 軸センサにより、CanSat が姿勢検知を行えることを確認する.
- 試験内容
 - 機体に搭載した 9 軸センサにより CanSat のオイラー角を求め、ログデータから値が妥当であることを確認する.
- 試験結果
 - CRV1 End-to-end 試験にて確認できたため、個別試験は行っていない.
- 結論
 - CRV1 End-to-end 試験において CanSat は姿勢検知が可能であると確認できた.

MV12 無線通信試験

- 目的
 - 制御ログや計測データの受信を行えることを確認する。
- 試験内容
 - 搭載基盤にモジュールを接続し、マイコンに電源を接続すると各モジュールがデータを取得することを確認する。
- 試験結果
 -
- 結論
 -

MV13 バッテリー試験

- 目的
 - 投下後、ゴール判定を行うまで機体を動作させるのに十分なバッテリー容量であるかを確認する。
- 試験内容
 - マイコン用バッテリーで搭載するモジュールを可能な限り動作させる。また、駆動用バッテリーでは駆動サーボおよびWPTを動作させ、走行距離が3~5 kmまで可能であることを確認する。
- 試験結果
 - 実施していない。
- 結論
 -

第6章 工程管理

ガントチャートのリンク：

https://docs.google.com/spreadsheets/d/1yvmlq_YJ3GyNqYJTjU0y_kbmXke6BoZmvnG7K8UYKVo/edit?usp=drive_link

第7章 参考文献

- [1] Paul Jackson, "Jackson Cube". <http://www.origami-artist.com/artwork/origami-diagrams/jackson-cube/>
- [2] 有田祥子, 福田一樹, 大関幸也, "Jackson Cube を利用した立法体展開宇宙構造物の開発「折り紙の科学」vol.7 No.1", p-3-12(2019/07/24)
- [3] 永谷圭司, 石上玄也, 遠藤大輔, 永岡健司, 遠藤玄, 程島竜一, 亀川哲志, 田中基康: "不整地移動ロボティクス", コロナ社, p.57 (2023)

第8章 大会結果報告

第8.1節 目的

宇宙機開発におけるプロセスや必要な技術を学びつつ、設定したミッションの実証に取り組むため、また、団体として初の ARLISS 出場の経験を得るため。

第8.2節 結果

投下は一度行った。発見時の機体を図 8.1 に示す。機体とパラシュートは 200m 程離れた地点で見つかり、パラシュートの分離に成功したことがわかった。また、機体は展開した状態で発見され、展開機構が正常に作動した形跡も確認できた。一方で、機体は大きく破損した状態にあり、図 8.2 のようにマイコンをはじめとするモジュールがピンソケットから抜けており、電源は入っていなかった。

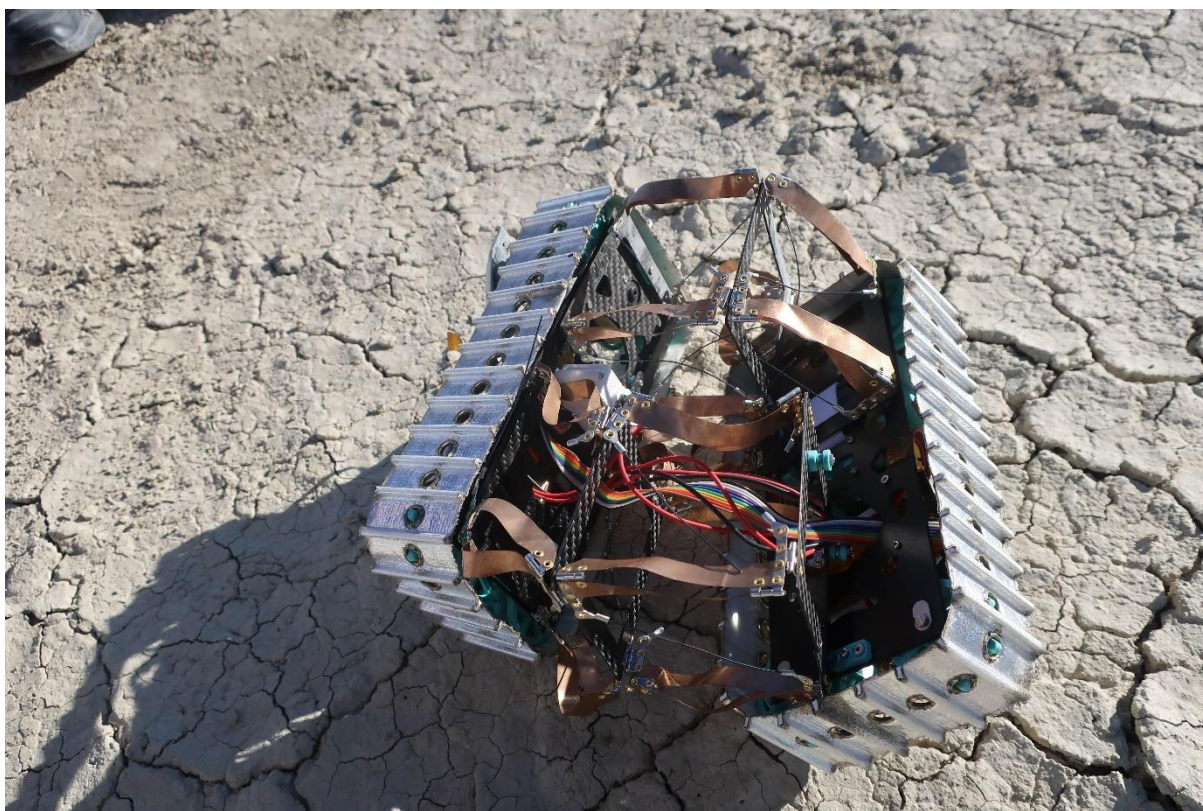


図 8.1 発見時の機体①

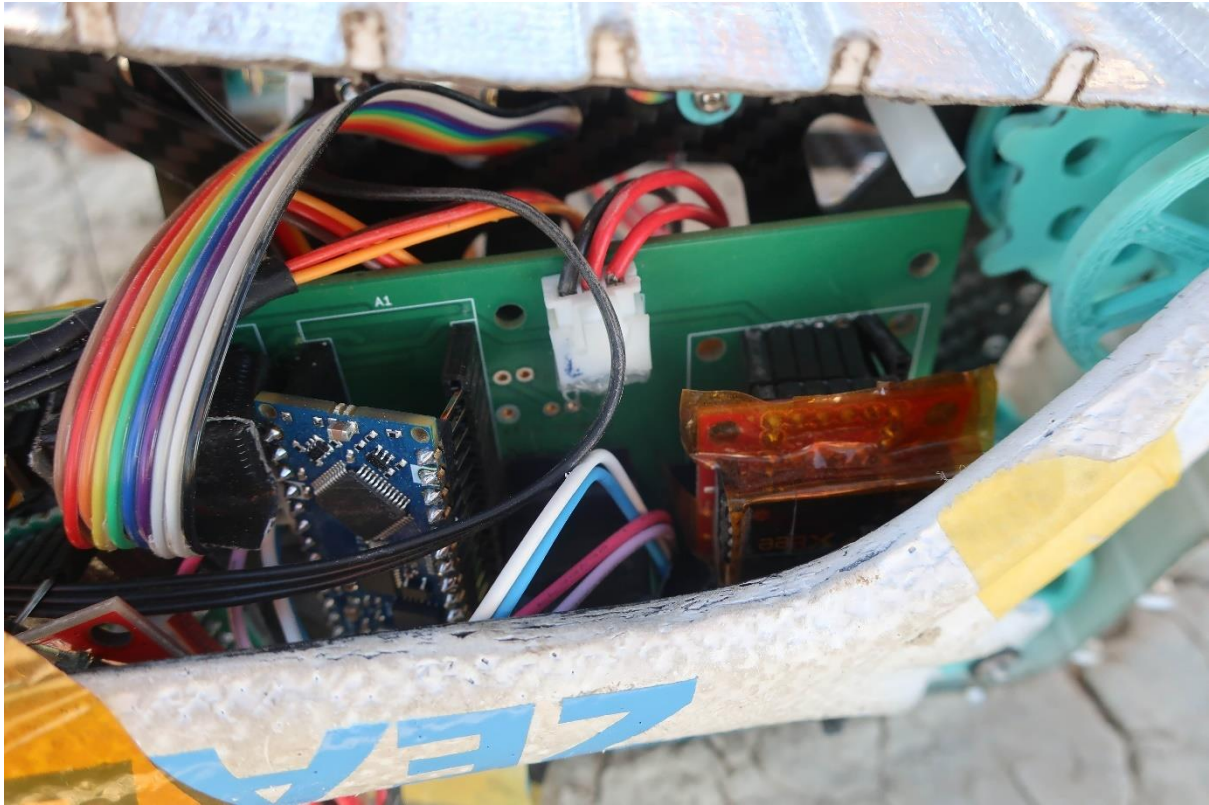


図 8.2 発見時の機体②

次に、取得したデータを示す。図 8.3 は、打ち上げから着地をする判定までに得た、気圧センサによる高度と加速度センサによる G 値を示したグラフである。高度 500m をきったところで着地判定を行い、パラシュートの分離と機体の展開をしていたことがわかった。

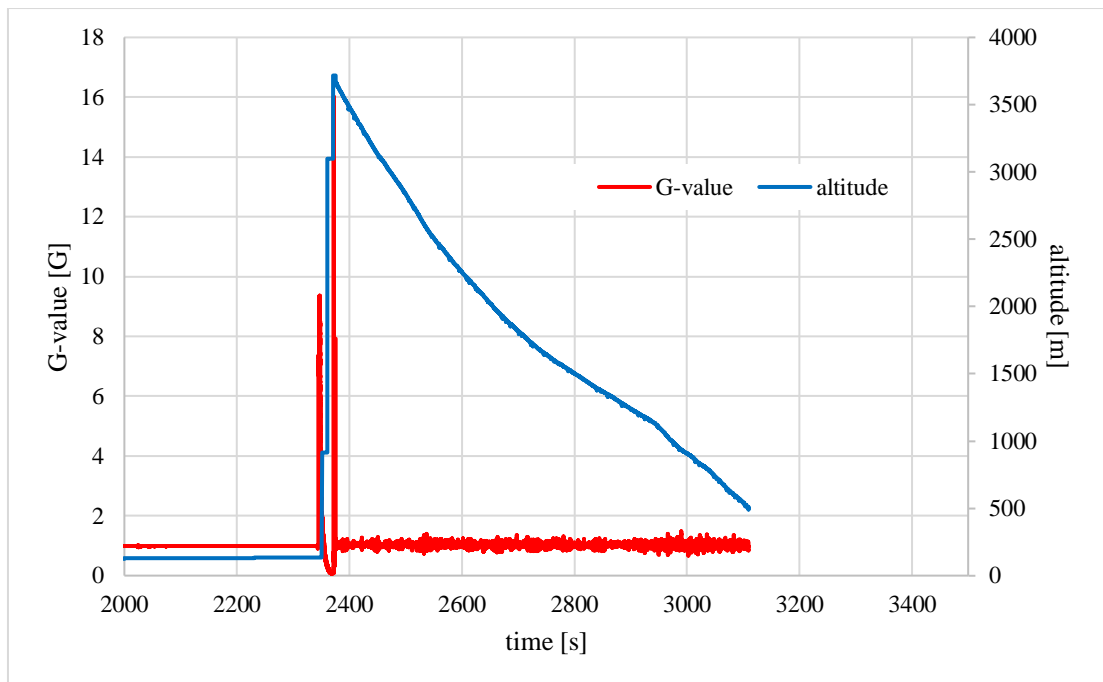


図 8.3 空中でのデータ

は着地判定後のログデータである。パラシュート分離後に自由落下し、着地衝撃により電源が落ち、ログが途絶えたと考えられる。

表 8.1 着地判定後のログ

time	sequence	Data_from_gps.location	Data_from_gps.location	enu.e	enu.n	distance	vertical_state	L	path_slope	next_e	next_n	R_turn	alpha	yaw	pitch	roll
3118748	5	0	0	4218690	-4152666.75	5919627.5	1	10	-0.98	4219730.5	-4153691	6.27	-4.07	98.39	-49.18	154.48
3122257	5	0	0	4218690	-4152666.75	5919627.5	0	10	-0.98	4219730.5	-4153691	8.08	-0.67	-96.32	58.33	78.97
3125763	5	0	0	4218690	-4152666.75	5919627.5	0	10	-0.98	4219730.5	-4153691	5.37	-1.2	-65.91	45.87	35.08
3129272	5	0	0	4218690	-4152666.75	5919627.5	1	10	-0.98	4219730.5	-4153691	31.86	-0.16	-125.52	2.9	93.01
3134692	5	40.8624	-119.0768	3607.3505	-2369.8894	4316.17	0	10	-0.66	4219730.5	-4153691	31.86	-0.16	-120.74	6.56	57.73
3137056	5	40.8624	-119.0768	3607.3505	-2369.8894	4316.17	0	10	-0.66	3615.7329	-2375.3962	22.76	0.22	-135.99	4.9	79.19
3139994	5	40.8624	-119.0768	3607.3505	-2369.8894	4316.17	0	10	-0.66	3615.7329	-2375.3962	9.65	0.54	-154.53	29.32	63.59
3141166	5	40.8589	-119.0791	3411.5141	-2749.83	4381.78	0	10	-0.81	3615.7329	-2375.3962	9.65	0.54	-123.25	27.57	80.95

第8.3節 考察

ミニマムサクセス

評価項目	① パラシュートによる落下時の終端速度が 5m/s になる。
評価基準	制御ログで落下速度が減速することを確認する。制御ログから終端速度を見積もり、パラシュートの性能評価の試験結果と照らし合わせて評価する。
評価	パラシュートが開傘し、減速機構として機能したことは目視と制御ログにより確認できた。終端速度は 2000m 付近までは 5.5m/s だが、1500m 付近で減速し、最終的に 3.6m/s になった。事前の実験では 4.7m/s であったが、風や気圧センサの精度などの影響によるばらつきがあると考えられる。想定よりも終端速度が遅くなってしまったので、原因の追究と終端速度のばらつきを抑えられるような、より形状安定性の高いパラシュートの設計をめざしたい。

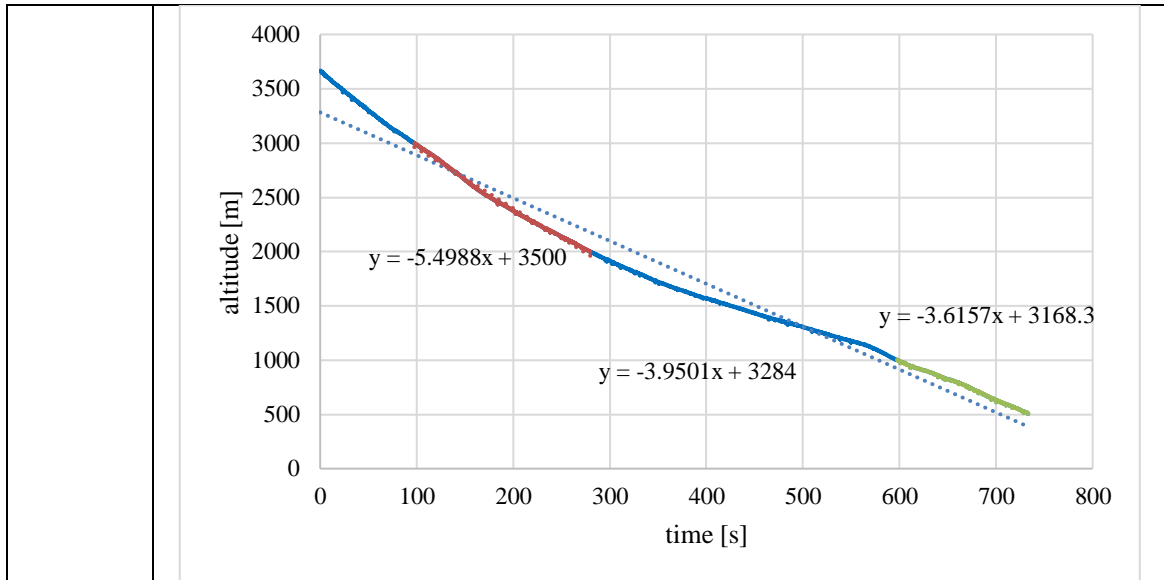


図 8.4 開傘後の高度の時間変化

点数：10/15

評価項目	② パラシュートの分離をする。
評価基準	発見時に分離できていることを目視で確認する。検出機構を搭載し、制御ログで確認する。
評価	パラシュートの分離を行うことには成功し、分離機構として問題なく機能できることを確認できた。検出機構は、結果を目視で確認できるため絶対必要ではないと判断し搭載しなかった。 点数：15/15

評価項目	③ Jackson Cube が展開の動作を開始する。
評価基準	スイッチをセンサとして使用し、展開動作開始を制御ログで確認する。
評価	Jackson Cube の展開に成功したことを確認できた。検出機構は、結果を目視で確認できるため絶対必要ではないと判断し搭載しなかった。 点数：15/15

評価項目	④ 走行を開始する。
評価基準	機体発見時に走行しているかを目視で確認する。落下地点の座標と実験終了時の座標のずれを制御ログで確認する。(制御ログでパラシュートにひきずられたと判断された場合は除く)
評価	着地判定の失敗により高度 500m 付近から自由落下したために機体が破損し、走行を行えていなかった。機体発見時に電源が入っていなかったことと機体分離後間もなくしてからのログデータが残っていなかったことから、着地時に電源が落ち、走行は全くできていないと考えられる。

	点数：0/15
--	---------

① フルサクセス

評価項目	① WPTでLEDを光らせる。
評価基準	LEDを点灯させていないときと結果を比較して、LEDを点灯できたかどうかを制御ログで確認する。試験データと結果を比較して、妥当性を判断する。
評価	打上時点で、LEDを点灯させられる基板を完成させられていなかった。 機体が重くなってしまい、WPT用の部品を搭載する余裕がなかった。 点数：0/10

評価項目	② Jackson Cubeが完全に展開した状態で走行する。
評価基準	④ 目視で確認する。
評価	ミニマムサクセスの④と同上 点数：0/10

評価項目	③ 着地点よりゴールに近づく。
評価基準	落下地点の座標より実験終了時の座標がゴールに近づいているかを制御ログで確認する。
評価	ミニマムサクセスの④と同上 点数：0/10

評価項目	④ ゴール判定ができる。
評価基準	ゴール判定の動作を行ったことを目視・制御ログで確認する。
評価	ミニマムサクセスの④と同上 点数：0/10

③ エクストラサクセス

評価項目	① GPSの精度範囲内でゴールをする。
評価基準	実測と制御ログにより確認する。
評価	ミニマムサクセスの④と同上 点数：0点

機体が自由落下する原因となったのは、着地判定の条件にミスがあったためだった。着地判定は以下の3通りの方法で行おうとしていた。

- ① 加速度センサで着地衝撃を検知する。

- ② 気圧センサから高度を計測し、1 秒ごとの高度の変化が 1m 以下になったことを検知する。
- ③ 放出判定から 30 分経過したことを検知する。

このうち、②の方法において高度を計測する時間間隔を設定し忘れていたことが誤検知の原因であった。試験では①の方法で検知できたために間違いを見過ごしてしまっていた。

それぞれの方法で着地判定ができるかの試験を行うことが必要であった。

第9章 まとめ

第9.1節 工夫点・努力した点

- これまでに製作した機体をもとに、クローラ部をより軽量化することをめざした。
- WPT の実験を行うため、FPC コイルの自作法を確立した。

第9.2節 課題点

- 作業の負担が偏り、進捗の大きな遅れにつながってしまった。
- コンポーネントごとのシステム要求が明確になっていなかった部分があった。

第9.3節 今後の展望

システム要求をチーム全体で確認し、PDR や CDR において各員の作業量も踏まえて妥当性を評価し、都度ミッションを練り直すよかった。

現機体の問題点を修正し、動作確認をするとともに、新たなミッションと機体の開発にも取り組んでいきたい。