

ARLISS2025 本審査書

提出日：2025年11月25日

審査コメント	
--------	--

CanSat チーム名	東京科学大学 鬼神樹神土神
CanSat チーム 代表者情報	齋藤康太 saito.k.4ef7@m.isct.ac.jp, 070-4352-0873
UNISEC 団体名	東京科学大学 A チーム
UNISEC 団体 学生代表	齋藤康太
責任教員	中条俊大 chujo.t.aa@m.titech.ac.jp, 03-5734-3180
CanSat クラス	Open Class

目次

第1章	ミッション定義	1
第1.1節	ミッションステートメント	1
第1.2節	ミッション内容	2
第1.3節	サクセスクライテリア	3
第2章	システム要求	4
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	4
第2.2節	ミッションを達成するためのシステム要求	5
第3章	システム試験項目の設定	6
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	6
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	7
第4章	システム仕様	8
第4.1節	機体外観	8
第4.2節	機体内観・機構（バス部）	11
第4.2.1項	パラシュート機構	11
第4.2.2項	スタビライザ機構	15
第4.2.3項	溶断機構	16
第4.2.4項	駆動機構	17
第4.2.1項	子機筐体	20
第4.2.2項	カメラ	21
第4.3節	機体内観・機構（ミッション部）	23
第4.3.1項	起振機構	23
第4.3.2項	電装	31
第4.4節	搭載機器一覧	35
第4.4.1項	システム構成	37
第4.4.2項	シーケンス	38
第4.4.3項	親機基板	42
第4.4.4項	子機基板	43
第5章	システム試験	44
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	44
第5.2節	ミッションを達成するためのシステム試験	50
第6章	工程管理	53
第7章	責任教員による確認	59
第8章	参考文献	60

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

宇宙基地建設における表面波探査法を実施するための要素技術実証

月や火星などの有人探査にあたって、宇宙基地の建設が必要となる。宇宙基地建設の候補地を選定するには、まず衛星写真などから危険地の判断や複数の候補地選定を行う。その後、天体に降り立ち複数地点で広範囲に地盤調査を行い、詳細調査の準備として地盤の固さ・層構造・空洞の有無などの概要を調査することが求められる。

宇宙に基地を建設する際には、天体に地震が多い可能性や高層の建築の難易度が高いことから低層かつ広範囲に建築を行うことになると考えられる。そこで広範囲の地盤を非破壊かつ低コストで調査する方法として表面波探査法が提唱されている。

表面波探査法は振動を検出するセンサ（ジオフォンと呼ばれる）を直線上に一定間隔で置き、掛矢による人力、もしくは起振機で地面に振動を加える。その際、地面の表面付近を伝わる表面波を複数地点のジオフォンで観測することで、二次元的に地盤調査を行うことができるという方法である。

本来の表面波探査法では、等間隔に 24～48 チャンネルのジオフォンを設置し 12～96m の範囲で調査を行う。しかし、CanSat のレギュレーションの範囲内でこの全てを行うことは不可能であると判断し、今回の CanSat ミッションでは表面波探査法を天体で実施するための要素技術として以下の技術を実証する。

- 着陸後ジオフォン 1 個を搭載した子機を地面に設置し、2 か所で起振し、ジオフォン、マイクロ SD、通信機を搭載した子機で振動の検出をし、そのデータをマイクロ SD に保存および地上局にダウンリンクできること。

第 1.2 節 ミッション内容

図 1.1 にミッションシーケンスを示す。

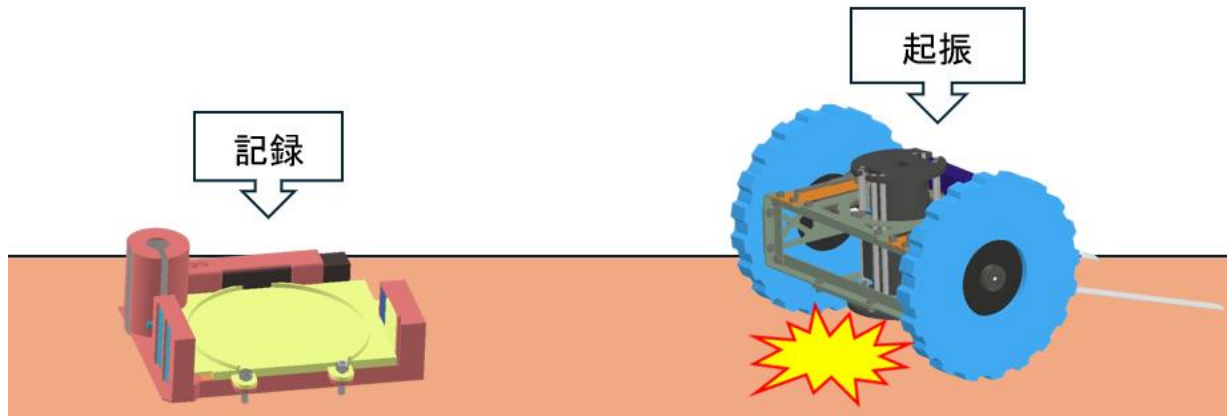


図 1.1 ミッションシーケンス

火星などの天体を想定した表面波探査法の要素技術を CanSat で実証する。本ミッションにおけるシーケンスは以下の通りである。

- ① キャリアから機体を放出
- ② パラシュート展開
- ③ 着地
- ④ 保護カバー分離
- ⑤ パラシュート分離・スタビライザ展開
- ⑥ 子機分離位置に移動
- ⑦ 子機分離
- ⑧ 子機が振動の記録およびダウンリンクを開始（以後、起振が終了するまで記録を続ける）
- ⑨ 1 か所目起振位置に移動
- ⑩ 1 か所目起振（2 回起振を実施）
- ⑪ 2 か所目の起振位置に移動
- ⑫ 2 か所目起振（2 回起振を実施）
- ⑬ 子機が振動の記録およびダウンリンクを終了

第 1.3 節 サクセスクライテリア

表 1.3.1 にサクセスクライテリアを示す。

表 1.3.1 サクセスクライテリア

	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
親機 (ローバ)	スタビライザを展開し正立できること 【ミッション後に目視で確認】	2か所目の起振位置へ移動すること 【ローバ搭載のカメラで確認】	
パラシュート	着陸直前の降下速度が規定の終端速度(4~6 m/s)となること 【大気圧センサのログを確認】	着陸後ローバと分離すること 【ミッション終了後に目視で確認】	
子機分離機構	子機を分離すること 【ローバ搭載のカメラで撮影】	子機を地表面に正立させ、振動を検知できること 【SD カードへの保存を確認】	
起振機	起振ができること 【ローバ搭載のカメラで撮影】	起振後、ローバ走行可能状態へと移行できること 【ローバ搭載のカメラで円筒カムが地面から離れていることを確認】	全 4 回の起振すべてにおいて、ジオフォンが振動を感知できる 【SD カードのログもしくは無線で送信されるデータを確認】
子機	ジオフォンの測定データをマイクロ SD カードに保存すること 【マイクロ SD カードを確認】	ジオフォンの測定データを地上局にダウンリンクすること 【地上局でデータが送信されていることを確認】	

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

表 2.1.1 にレギュレーションを満たすためのシステム要求を示す。

表 2.1.1 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 は打上げ時及び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 は日本の消防法で危険物に指定される物質を搭載してはならない。 CanSat は液体の漏洩を防止しなければならない。
R9	CanSat は動的制御されることなく着地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

表 2.2.1 にミッションを達成するためのシステム要求を示す。

表 2.2.1 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	シーケンスを行うために十分な電力を供給できること
M2	着地時の衝撃荷重によってミッションを実現するための機能が損なわれないことが試験で確認できていること
M3	着地後、パラシュートおよび保護カバーが分離できること
M4	スタビライザの展開ができること
M5	OBC の起動が正常に行われること
M6	無線機が使用可能であること
M7	各種センサのログが SD カードに保存されること
M8	子機を分離し、地面に正立できること
M9	親機に搭載のカメラが正常に動作すること
M10	ジオフォンとローバそれぞれに搭載した GPS ユニットが絶対時刻を記録できること
M11	ローバが起振位置に走行できること
M12	波形を測定するのに十分な起振を起こせること
M13	波形を SD カードに保存できること
M14	波形データを地上局の PC に送信できること

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

表 3.1.1 にレギュレーションを満たすためのシステム試験項目を示す。

表 3.1.1 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	実施日
RV1	質量試験	R1	8/6
RV2	機体の収納・放出試験	R1, R5	8/6
RV3	GPS データダウンリンク試験	R2	8/5 - 8/6
RV4	落下試験	R3, R8, R9	7/30
RV5	準静的荷重試験	R4	8/6
RV6	振動試験	R4	8/7 - 8/8
RV7	分離（パラシュート開傘）衝撃試験	R4	8/6
RV8	通信機 on/off 通信距離試験	R2, R5, R6	8/5 - 8/6
RV9	End-to-end 試験	R7, R8	8/7

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

表 3.2.1 にミッションを達成するためのシステム試験項目を示す。

表 3.2.1 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	実施日
MV1	電力耐久試験	M1	8/5 - 8/6
MV2	着地衝撃試験	M2	8/5 - 8/6
MV3	パラシュート分離・ スタビライザ展開試験	M3, M4	8/5 - 8/6
MV4	子機分離・正立試験	M8	8/5 - 8/6
MV5	起振機構駆動試験	M12	8/5 - 8/6
MV6	ジオフォン表面波測定試験	M13	8/5 - 8/6
MV7	ローバ走破性能試験	M11	8/5 - 8/6
MV8	測定データ保存試験 (気圧, ジオフォン出力電圧)	M5, M7, M9, M10	8/5 - 8/6
MV9	測定データ無線転送試験	M6, M14	8/5 - 8/6

第4章 システム仕様

第4.1節 機体外観

CanSatの機体諸元および外観図をそれぞれ表4.1.1, 図4.1に示す。また, CanSatの正面図, 平面図, 左側面図をそれぞれ図4.2, 図4.3, 図4.4に示す。

表 4.1.1 CanSat 機体諸元

直径 [mm]	144 mm
高さ [mm]	209 mm
質量 [g]	1050 g

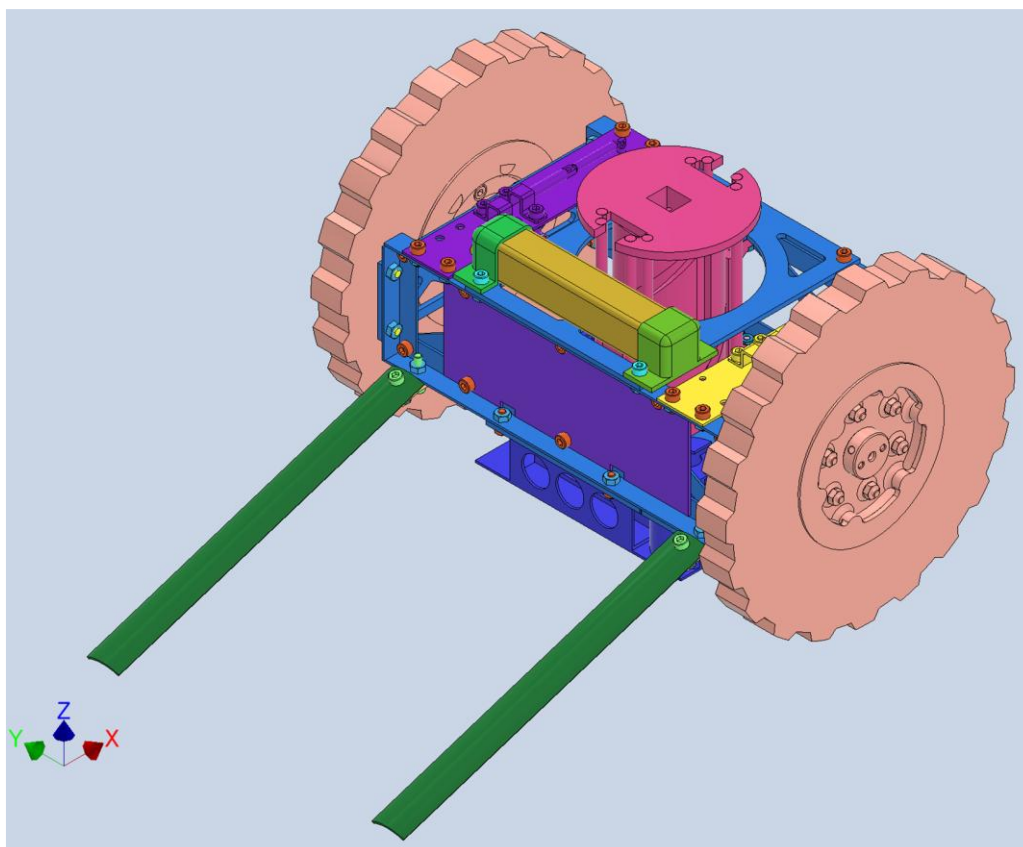


図 4.1 CanSat 外観図

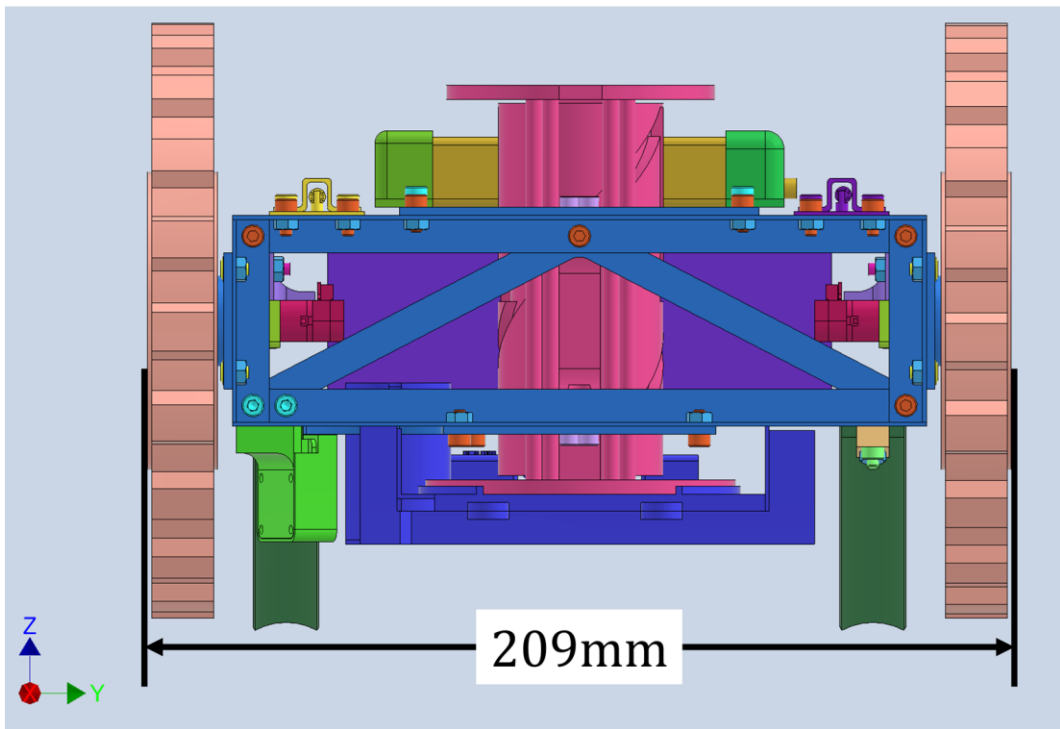


图 4.2 CanSat 正面图

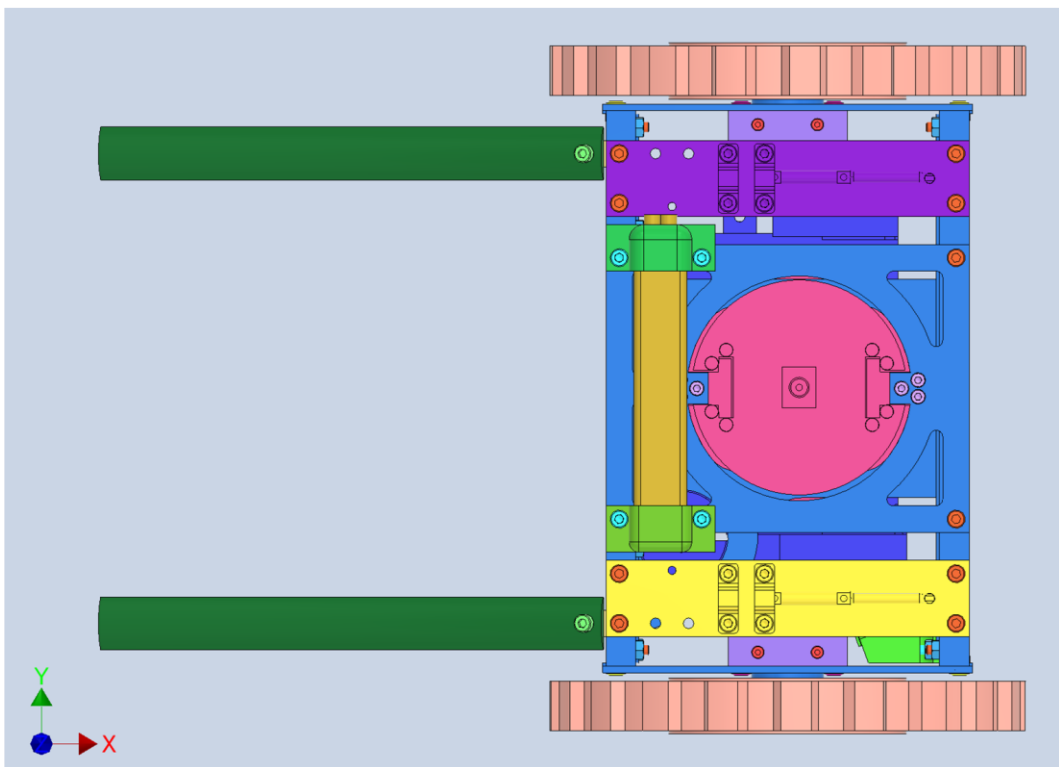


图 4.3 CanSat 平面图

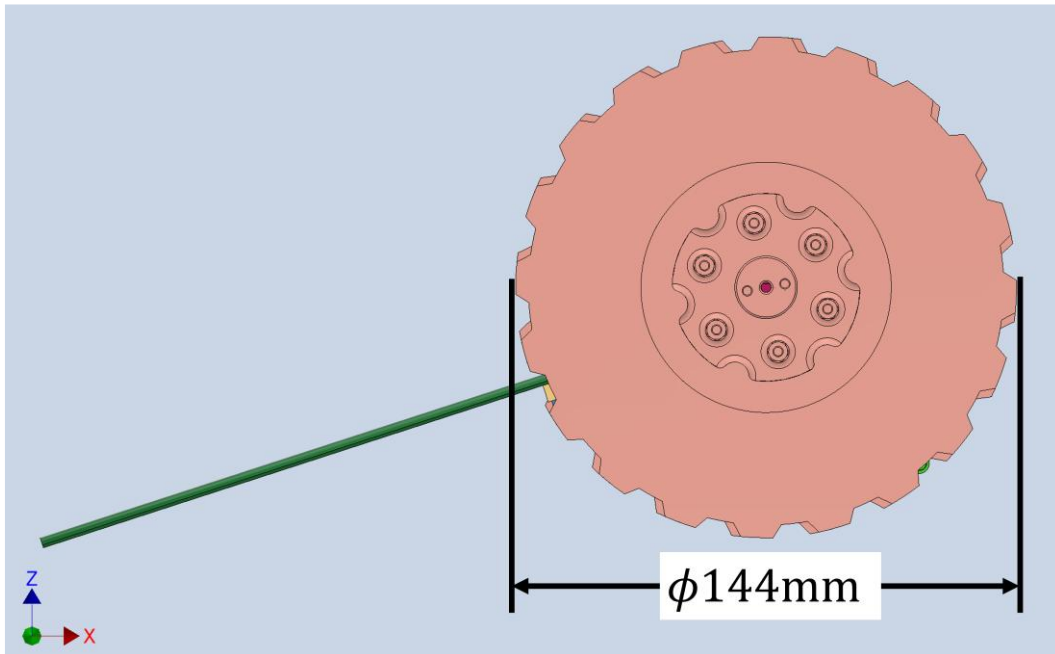


図 4.4 CanSat 左側面図

なお、本機体のタイヤ直径はレギュレーションのサイズ規定である 146 mm から 2 mm のマージンを引いた 144 mm に設定した。また、機体全体を防護ケースで覆い機体を保護する。CanSat の幅は 209 mm であり、パラシュートは直径 146mm、幅 30 mm 程度で収納可能である。したがって、レギュレーションである直径 146 mm、幅 240 mm に十分収めることのできる設計となっている。

また、表 4.1.2 に各構成機構の質量概算を示す。

表 4.1.2 各構成機構の質量概算

構成機構	質量 [g]
構造	519
起振機	145.8
親機電装	142.2
子機	224.1
総計	1031.1

CanSat 機体は質量総計が 1050 g 以内に収められており、レギュレーションを満たす機体設計であることがわかる。なお、質量概算はパラシュートのみ実測値を使用しており、それ以外のコンポーネントはカタログ値や CAD を用いた質量計測により算定している。

第 4.2 節 機体内観・機構 (バス部)

第 4.2.1 項 パラシュート機構

パラシュートの形状は、加工しやすさの観点から正六角形で作製した。さらにパラシュートの底角が寸法に大きな影響を与えないことから、 0° と仮定し、平面のパラシュートとして設計した。ここで今回採用するパラシュートには、落下の安定性を高めるために中央部に正六角形の孔 (スピルホール) を設ける。

パラシュートの公称面積 S_0 、スピルホールの面積 S_v とすると、スピルホールの大きさは、式(4.1)のように設定するのが一般的である。

$$\frac{S_v}{S_0} \sim 0.01 \quad (4.1)$$

したがって、パラシュート外形の正六角形の一边の長さを R と仮定すると、パラシュートの公称面積は式(4.2)のようになる。

$$S_0 = \frac{3\sqrt{3}}{2} \times 0.96R^2 \quad (4.2)$$

ここで形状が正六角形のパラシュートが展開した際には、スピルホールとパラシュートの外形の投影面積は円形に近い形になることが推測される。したがって、スピルホールの設計モデルとしては円形のモデルを採用する。よってスピルホールの半径を r とすると、これらの比 ζ は式(4.3)となる。

$$\zeta = \frac{r}{R} \sim 0.1 \quad (4.3)$$

ここで過去のパラシュート投下試験の経験則から、パラシュートの安定に必要なスピルホールが大きいことが示されている。よって $0.1 < \zeta < 0.2$ 程度の範囲から、投下試験の結果に基づき、スピルホールの大きさを決定する。

次に、目標終端速度 5 m/s について、理想的なパラシュート開傘時の運動方程式から設計値 R を決定する。運動方程式は、機体質量 m 、大気密度 ρ 、機体降下速度 v を用いて式(4.4)のように記述される。

$$m \frac{dv}{dt} = mg - \frac{1}{2} \rho v^2 [C_{D,p} \cdot S_{0,p} + C_{D,v} \cdot S_{0,v}] \quad (4.4)$$

ここで、 $C_{D,p} \cdot S_{0,p}$ 、 $C_{D,v} \cdot S_{0,v}$ はそれぞれパラシュート、機体についての抗力係数と公称面積の積を示す。ただし、機体の公称面積は断面積で定義する。

機体についての解析では円柱形状にモデル化を行い、検討を進める。機体質量 $m = 1.05 \text{ kg}$ 、機体直径 $d = 0.14 \text{ m}$ 、機体長さも想定して、 $l = 0.20 \text{ m}$ と設定する。したがって、 $\frac{l}{d} \approx 1.46$ であり、Cansat 本体が横向きで落下することから抗力係数は式(4.5)の値を用いることができる。

$$C_D = \left\{ 0.63 \left(\frac{l}{d} = 1 \right), 0.68 \left(\frac{l}{d} = 2 \right) \right\} \quad (4.5)$$

これらの値について線形補完し、式(4.6)に示す値を機体の抗力係数 $C_{D,v}$ として用いる。

$$C_{D,v} = 0.63 + \frac{0.68 - 0.63}{2 - 1} \cdot (1.46 - 1) \approx 0.65 \quad (4.6)$$

さらに、機体の公称面積 $S_{0,v}$ [m^2] は式(4.7)のように計算することができることから、

$$S_{0,v} = ld = 0.030 \text{ m}^2 \quad (4.7)$$

となり、

$$(C_D \cdot S_0)_v = 0.0182 \text{ m}^2 \quad (4.8)$$

が得られる。

パラシュートの抗力係数 C_D は、円形モデルを用いて式(4.9)のように表せる[1].

$$0.75 < C_D < 0.90 \quad (4.9)$$

この値から低めに見積もり、 $C_{D,p} = 0.75$ を採用する。ただし、実際の抗力係数は投下試験から推定する予定である。また、大気密度についてはブラックロック砂漠の高度（1200 m 程度）における、 $\rho = 1.0900 \text{ kg/m}^3$ を採用する[2].

したがって、終端速度 v_{req} が目標速度（5 m/s）まで減速するために必要なパラシュートの設計値を計算する。運動方程式について $v_{req} = 5 \text{ m/s}$, $\frac{dv}{dt} = 0 \text{ m/s}^2$ とおくと、

$$0 = mg - \frac{1}{2}\rho v_{req}^2 [(C_D \cdot S_0)_p + (C_D \cdot S_0)_v] \quad (4.10)$$

となるため

$$S_{0,p} = \frac{\frac{2mg}{\rho v_{req}^2} - (C_D \cdot S_0)_v}{C_{D,p}} \approx 0.982 \text{ m}^2 \quad (4.11)$$

として必要なパラシュートの公称面積が得られる。よって、

$$R = \sqrt{\frac{2S_0}{3\sqrt{3} \times 0.96}} \approx 0.63 \text{ m} \quad (4.12)$$

となるため、パラシュートではこの寸法を採用する。

ここでは想定するパラメータの中間値である $\zeta = 0.15$ 程度の場合のパラシュートを、図 4.5 に示す。

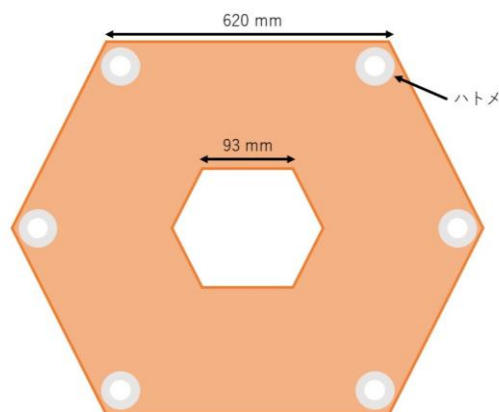


図 4.5 パラシュート概形

パラシュートの材質はリップストップを用い、裁断部を折り返してナイロン 66 の糸を用いて縫っている。ハトメは内径 5 mm のものを各頂点に配置した。さらに図 5.2.2 に示すシュラウドラインはケブラーラインを用いている。一般に、長さ l はパラシュートの公称径

$$D_0 = \sqrt{\frac{4S_0}{\pi}} \approx 1.12 \text{ m} \quad (4.13)$$

に対して、 $1 < \frac{l}{D_0} < 2$ で設定することが多いため、今回はシュラウドラインを $l = 1.5 \text{ m}$ と設定した[3].

第 4.2.2 項 スタビライザ機構

スタビライザへの要求機能は、走行時に姿勢安定化および着地後の機体を正立させることの2点である。図 4.6 に示すように、進行方向の下部に 2 本のスタビライザを設置する。

収納時、スタビライザはテグスにより構体に固定されているが、落下直後、テグス溶断により展開する。このとき、メジャーの弾性力により、機体が正立状態に遷移することができる。なお、スタビライザは図 4.7 のように、3D プリンタを用いて作成した樹脂製治具を用いて固定する。

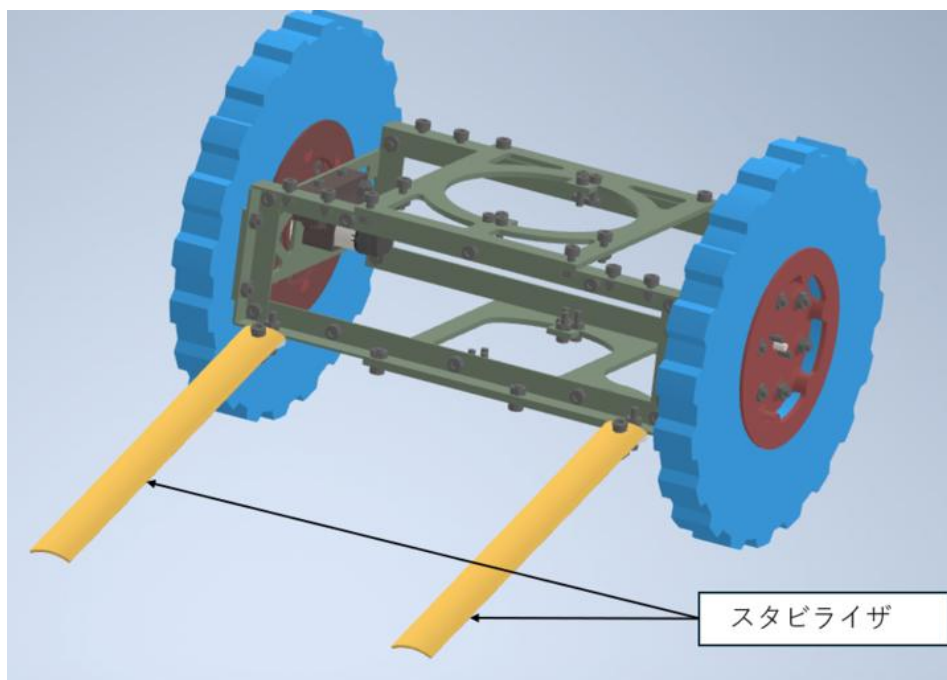


図 4.6 スタビライザ

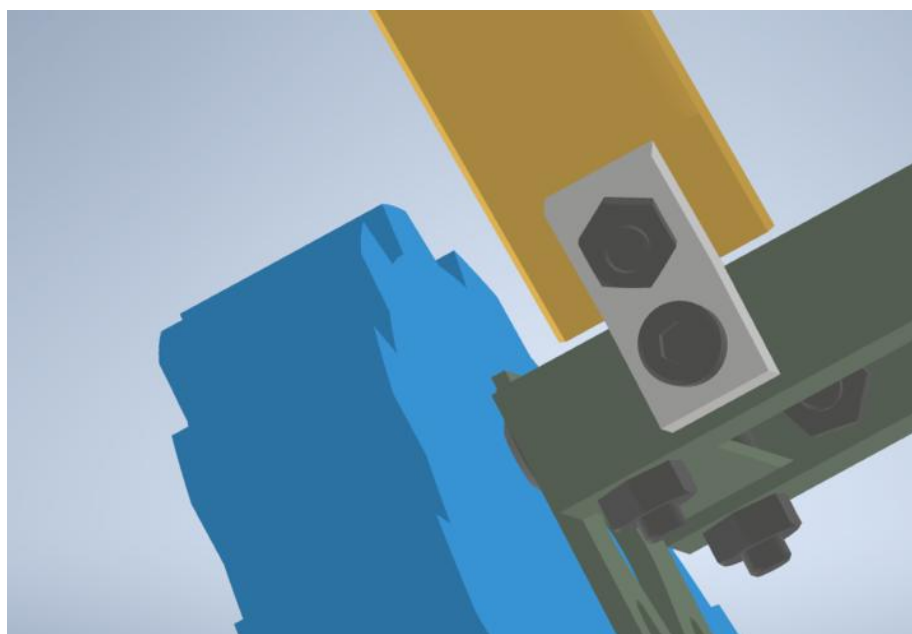


図 4.7 スタビライザの取付け

第 4.2.3 項 溶断機構

図 4.8 のように、パラシュートの溶断機構を設置する。ニクロム線に電流を流し、熱することでテグスを焼き切る。このとき、テグスの張力によりつり合っていた引張ばねの復元力により、円筒形状のピンがスライドする。ピンが CanSat 構体とパラシュートとの I/F であるワイヤから引き抜かれることで、図 4.8 に示すようにパラシュートを機体から分離する。

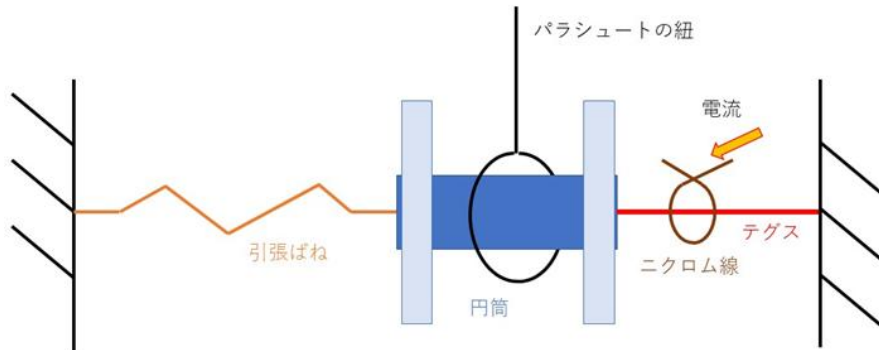


図 4.8 パラシュートの溶断機構（溶断前）

さらにスタビライザの展開に用いる溶断機構は、図 4.9 に示すように溶断機構を設置する。こちらも同様にニクロム線に電流を流し、熱することでテグスを焼き切る。こちらでは、テグスとつり合っていたスタビライザの復元力によりスタビライザが展開する。

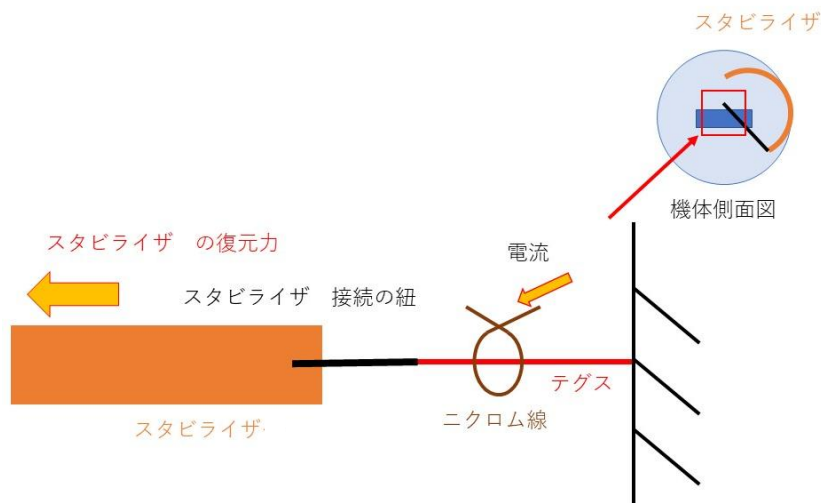


図 4.9 スタビライザの溶断機構

第 4.2.4 項 駆動機構

ローバ駆動部の外観を図 4.10 に示す。なお、図の手前側のタイヤに関しては、裏面の内部機構が見やすいように透明にしている。本ミッションにおいて、ローバ駆動部は落下衝撃に耐えること、砂漠という不整地でも走行可能であること、地面の形状によらず直進ができることが求められる。この性能要求から、動力源のモータからタイヤまでの配置を考慮すること、タイヤの材質を軽量化すること、落下時に軸が変形しないための軸の耐撃力性が求められる。

まず、ローバ駆動部についての説明を行う。動力源であるモータからタイヤ駆動までの機構については、全体図および軸側断面図をそれぞれ図 4.11, 図 4.12 に示す。なお、走行用モータは減速比 250:1 のものを採用した。ARLISS 環境における砂漠での摩擦や地形などの影響を含めた正確なトルクの算出は困難であるが、データシートから本モータは機体重量 800g 程度を移動させるのに十分な走行性能を有している。今後実施予定の End-to-End 試験においても、改めてモータの性能が実環境下で十分であることを確認する。また、タイヤとモータをセットカラーで接続することで共に回転できるようにした。タイヤは軽量化のため発泡ポリエチレンをレーザー加工により切り出し、筐体やモータとの接続部分は PLA 樹脂を用いて 3D プリンタで製作した。その他の部品については、市販部品を採用した。

ローバ駆動部フレームを図 4.13 に示す。軽量化と耐衝撃性の両立のために、外周部を市販品のアルミアングル材の追加工で作成し、着地衝撃や起振時の衝撃が直接かかる部分をアルミ A1050 の板材の CNC フライスを用いた切削により作成した。

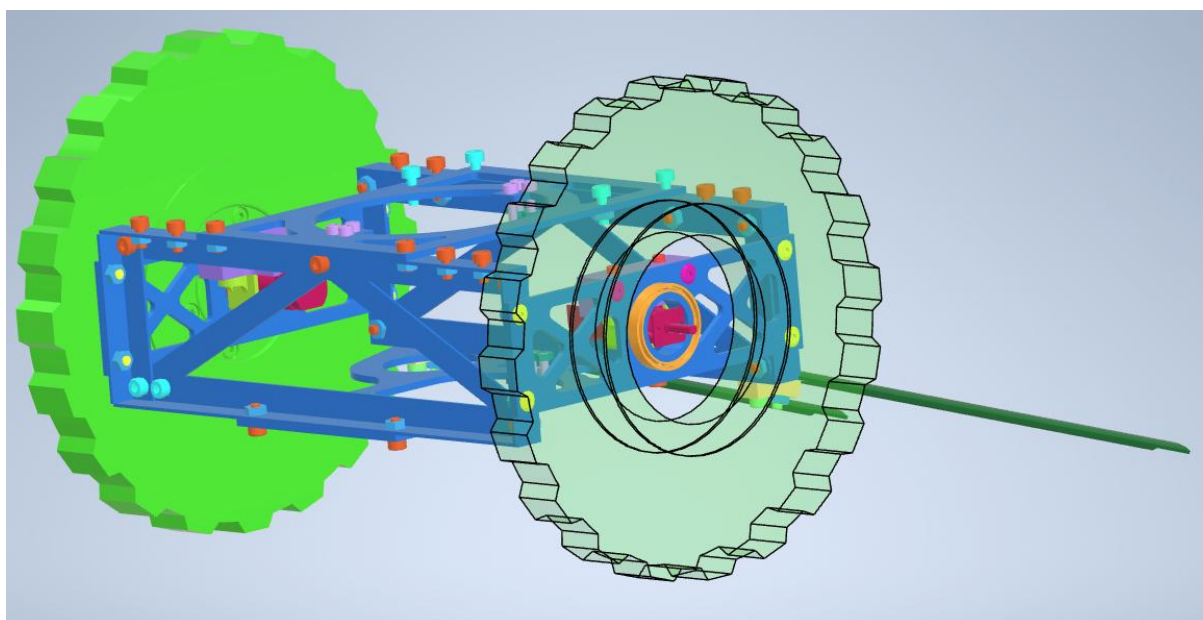


図 4.10 ローバ駆動部の外観

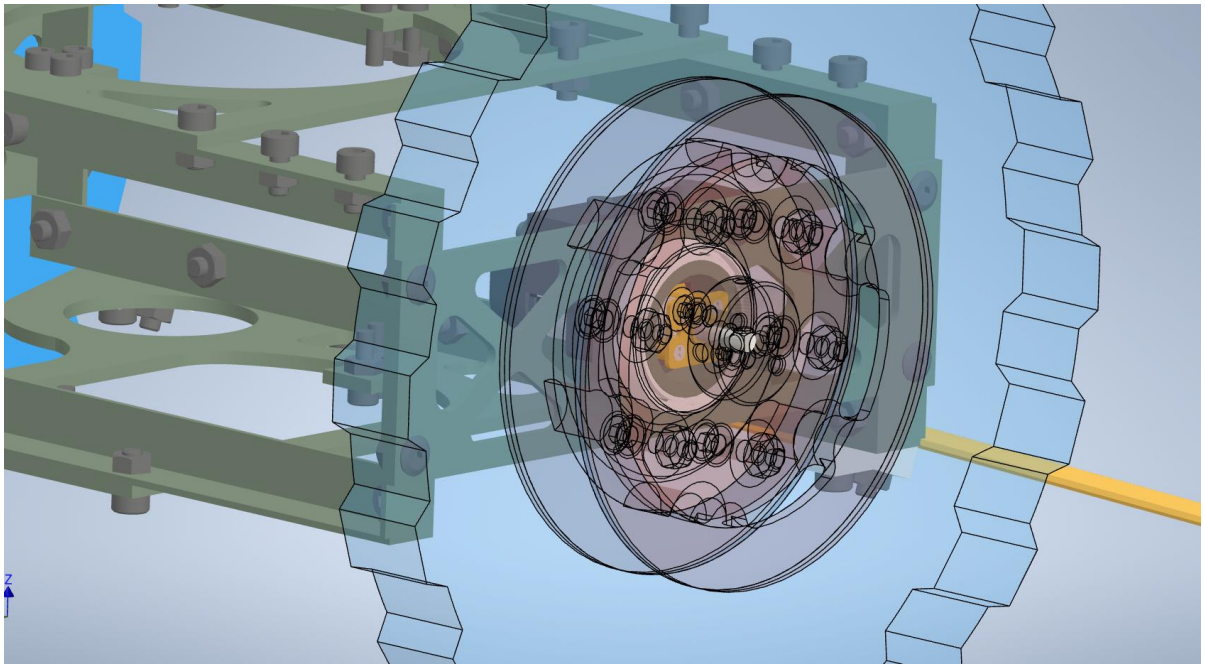


図 4.11 ローバ駆動機構の全体図

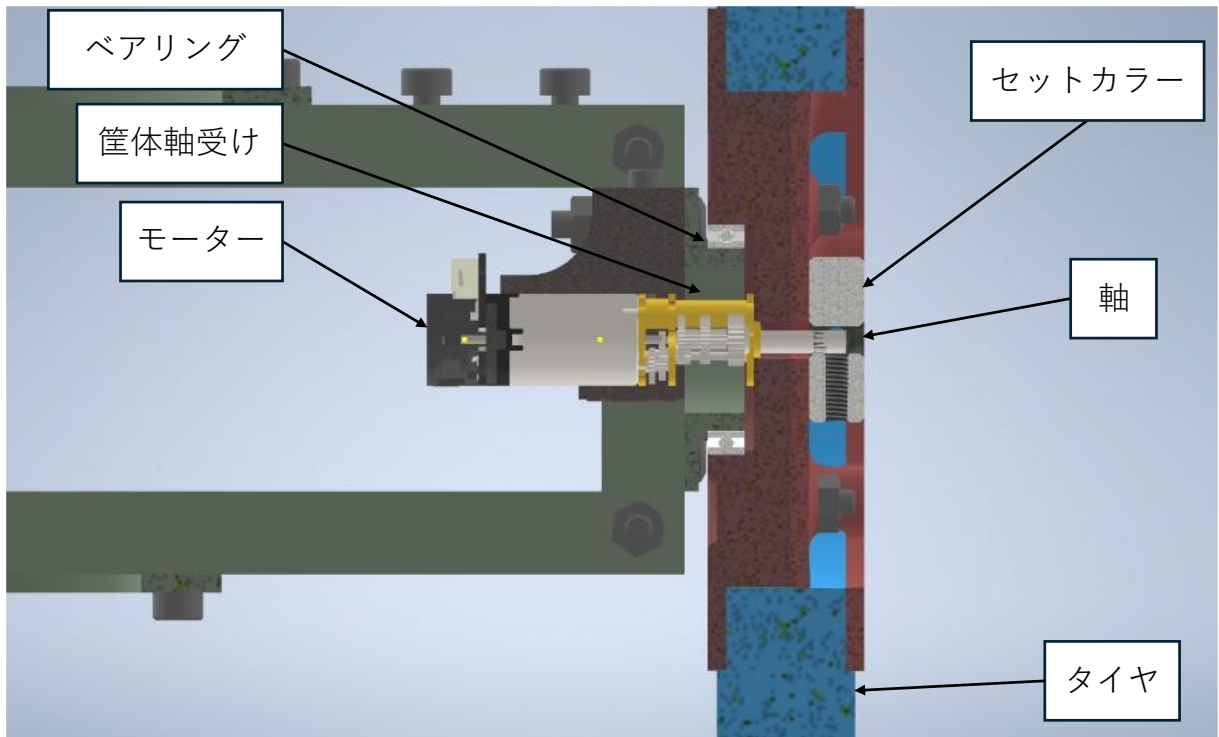


図 4.12 ローバ駆動機構の軸側断面図

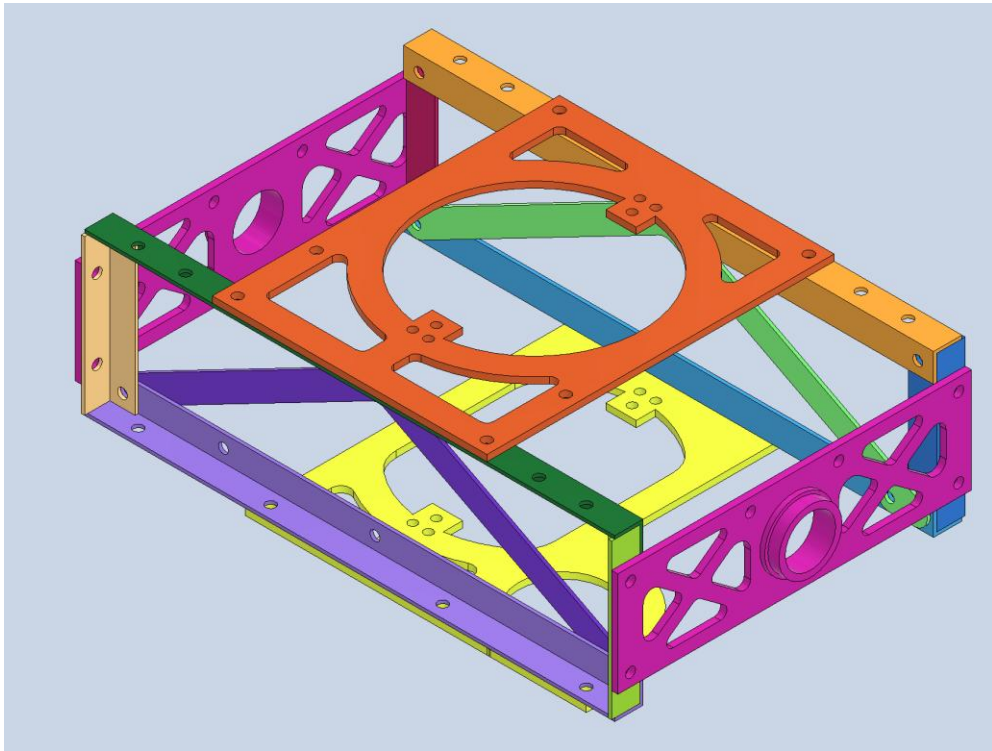


図 4.13 ローバ駆動部フレーム

第 1.1.1 項 子機筐体

子機の筐体構造を図 4.14 に示す。親機との位置関係を示すため、親機側のアルミフレーム及び溶断機構を表示している。子機には、地面の振動を検知するジオフォン、マイクロコンピュータ（以下 OBC）、GPS ユニット、通信機、基板を搭載している。これらの部品のうち、ジオフォンのように筐体外形に比べて高さのある構成部品については、親機筐体内部の隙間に収まるように格納することで、機体全体のコンパクト化と保護性を両立させている。

子機筐体の製作には 3D プリンタを用い、軽量かつ一体成型により強度と設計自由度を確保した。材料には ABS を用いている。また、子機の部品の脱落、損傷を防ぐため、各種機器を接着するだけでなく、子機筐体上部に 3D プリント製のカバーで蓋をしている。

子機は親機の下部、起振機構の直下に格納された状態でミッションを開始する。分離の際には、親機に装着された保護カバーおよびスタビライザが展開された後、保護カバーから少し離れた位置にて、溶断機構により親機との接続部を切断する。これにより、子機は安全かつ確実に投下される構造となっている。

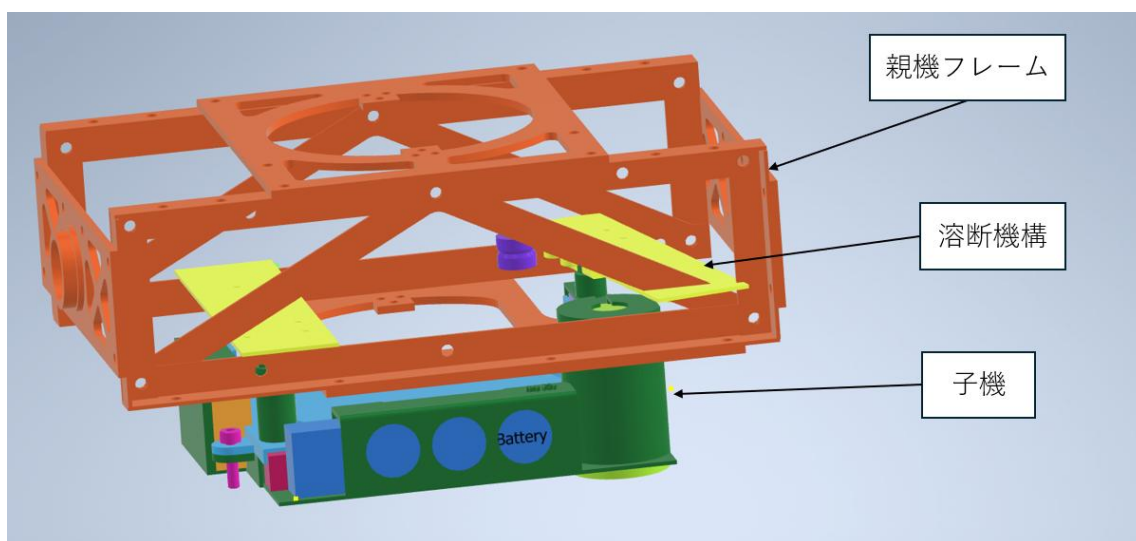


図 4.14 子機筐体外観

第 4.2.5 項カメラ

第 1.3 節で示した通り，親機が 2 か所目の起振位置へ移動したこと，子機分離機構および起振機が正常に動作していることの確認のためにローバにカメラを搭載する．カメラは Raspberry Pi Camera Module V2 を用いる．カメラ取り付け位置を図 4.15 に示す．Raspberry Pi 本体の位置は第 4.3.2 項で示す．

仕様書から画角 $62.2^{\circ} \times 48.8^{\circ}$ ，焦点距離 3.04mm であり，子機筐体，起振機，タイヤが写る位置を CAD 上で検討した．正面図および下面図をそれぞれ図 4.16, 図 4.17 に示す．画角は透明な四角錐台で示している．このとき，起振機およびタイヤが子機筐体の影となる位置関係にあるが，子機筐体を分離後に起振を行いタイヤで移動することから問題ないと判断した．

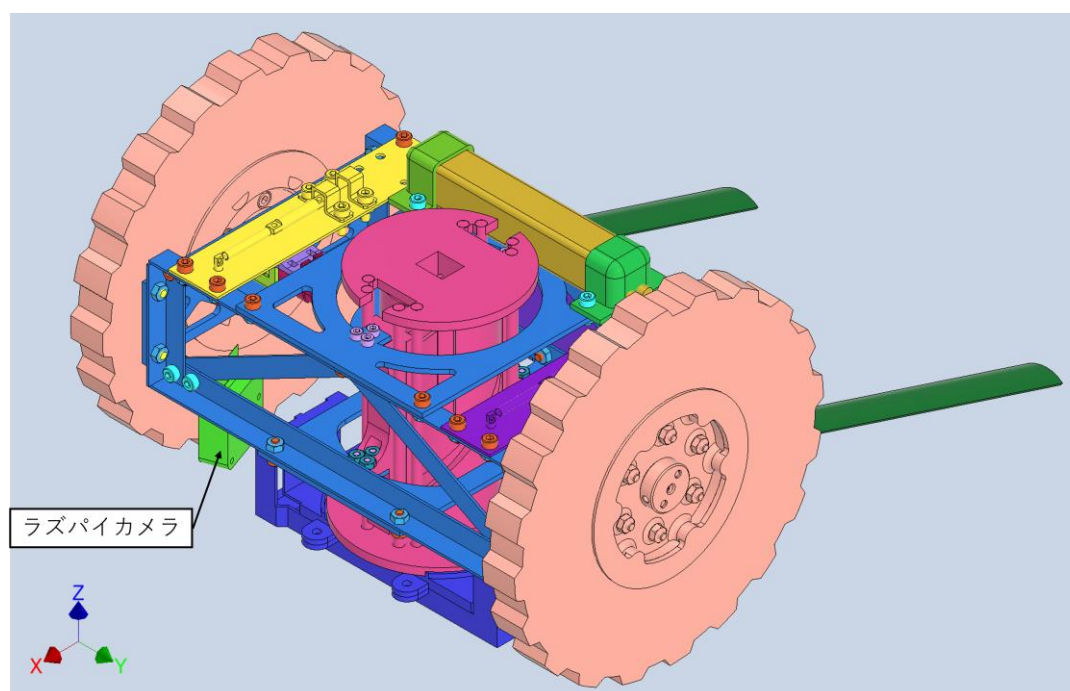


図 4.15 カメラ搭載位置

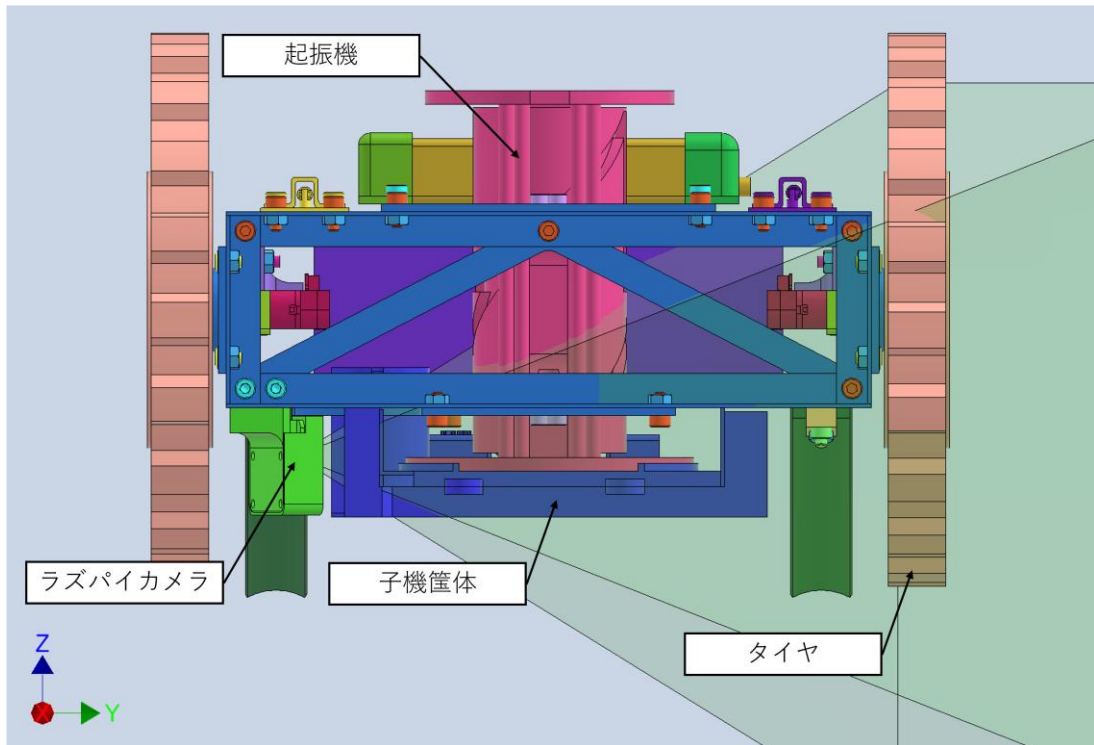


図 4.16 カメラ視野範囲（正面図）

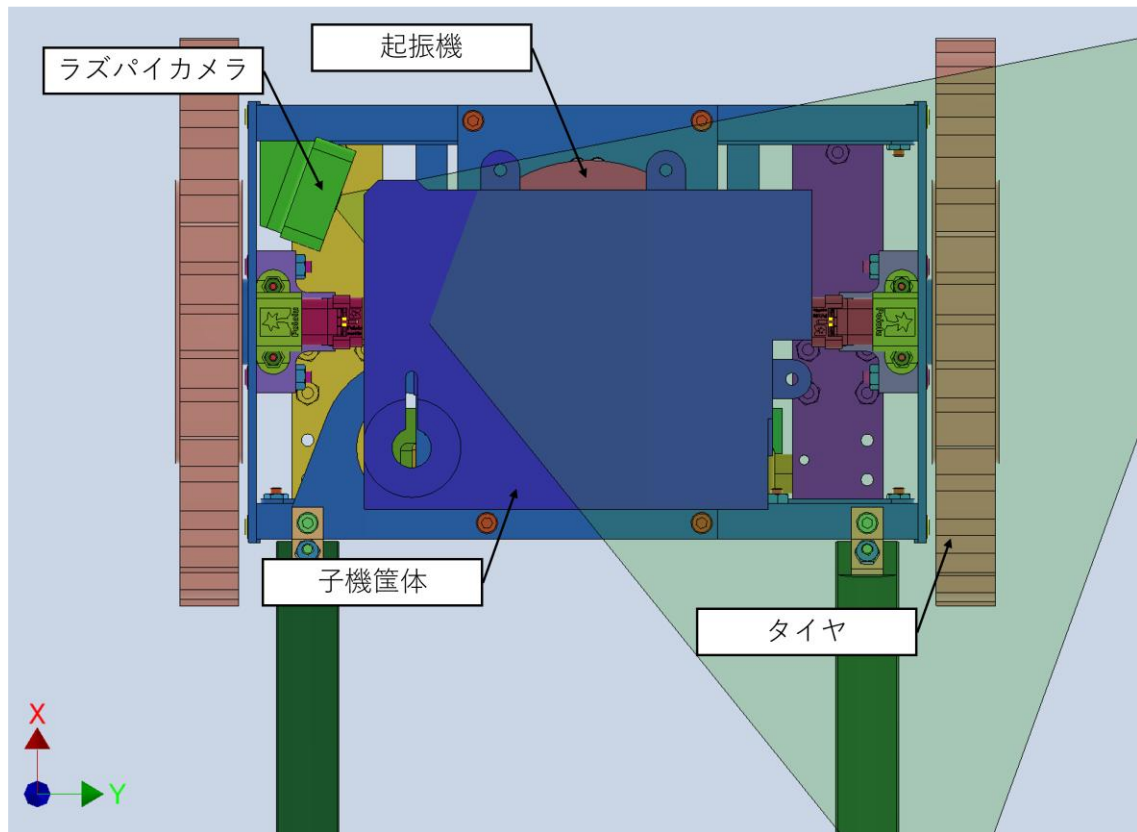


図 4.17 カメラ視野範囲（下面図）

第 4.3 節 機体内観・機構（ミッション部）

第 4.3.1 項 起振機構

起振機構に要求される機能は以下の通りである。

- 起振が行えること。
- 親機（ローバ）が走行可能な状態へと移行できること。

起振には円筒カム機構を用いる。円筒カム機構によって親機を持ち上げ、落下させて起振を行う。

機構の外観を

図 4.18～

図 4.20 に示す。また、図 4.21～図 4.25 に円筒カム機構を構成するコンポーネントの一覧を示す。円筒カム機構は直径 75 mm、高さ 100 mm の円筒に収まるような構造になっている。



図 4.18 円筒カム機構外観
(正面)



図 4.19 円筒カム機構外観 (上)
親機とはカムフォロアを介してねじで締結する。



図 4.20 円筒カム機構外観（鳥瞰）

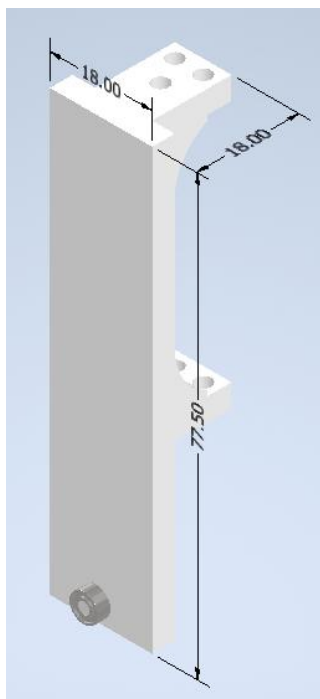


図 4.21 カムフォロア,
カムフォロア爪, ベアリング②
(L-520ZZ)

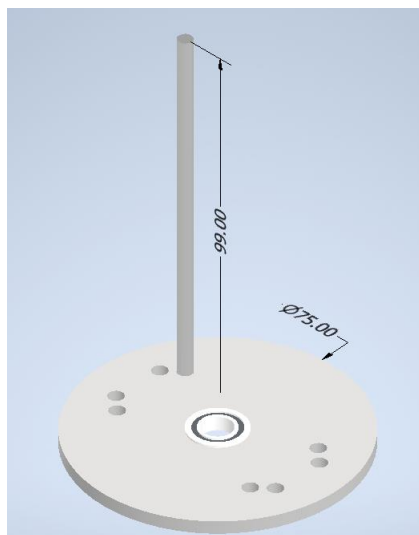


図 4.22 土台,ガイド,
ベアリング① (LF-1480DD)

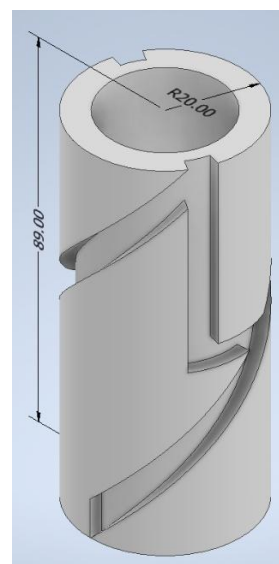


図 4.23 円筒カム

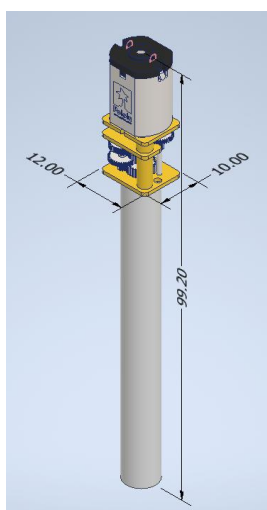


図 4.24 軸, モータ (pololu, 1000:1 Micro
Metal Gearmotor HPCB 6V)

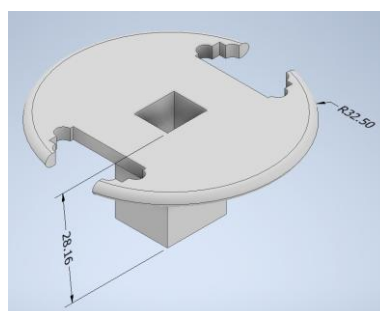


図 4.25 蓋

各パーツの質量および円筒カム機構全体の質量を表 4.3.1 に示す。軸，ガイド，カムフォロア爪はアルミ（A6061）でできており，その他のパーツは PLA 樹脂（3D プリンタのフィラメント）でできている。

親機の持ち上げは，モータにより円筒カムが回転することでカムフォロアが溝に沿って鉛直上向きに運動し実現する。カムフォロアが円筒カムとともに回転する運動はガイドによって拘束され，土台は地面との摩擦で並進運動および回転運動が拘束される。

親機の落下は，モータにより円筒カムが回転することでカムフォロアが溝に沿って鉛直下向きに運動し実現する。カムフォロアが円筒カムの鉛直方向に彫られた溝の部分に達したときに円筒カムおよびガイド付き土台に対してカムフォロアが落下する。このとき，ガイド付き土台は地面との摩擦で並進運動および回転運動が拘束されている。

円筒カムの収納は，モータにより円筒カムが逆回転することでカムフォロアが溝に沿って鉛直下向きに運動し実現する。なお，モータの制御はエンコーダで計測した角度をもとに行う。親機が落下した状態ではガイド付き土台は地面に設置しているが，親機のタイヤは地面に接触していない。カムフォロアが鉛直下向きに運動することで，まずは親機のタイヤが地面に接触する。さらに円筒カムを逆回転させるとカムフォロアは円筒カムおよびガイド付き土台に対して鉛直下向きに運動しようとするが，親機のタイヤは地面と接触しているため，結果的に円筒カムおよびガイド付き土台が地面に対して鉛直上向きに運動する。

表 4.3.1 コンポーネント別質量

コンポーネント	質量[g]
円筒カム	33.2
カムフォロワ	$6.9 * 2 = 13.8$
カムフォロア爪	$0.2 * 2 = 0.4$
土台	11.4
軸	1.3
ガイド	$3.4 * 8 = 27.2$
蓋	15.5
モータ	10.5
ベアリング①	2.5
ベアリング②	$0.12 * 2 = 0.24$
エンコーダ	1.0
マージン	43
合計	150

下記のリンクから円筒カムが実際に動いている様子が見られる。

<https://youtube.com/shorts/CNvJQuIAX6k?feature=share>

この動画は円筒カム機構の動きをわかりやすくするために、おもりを載せていない状態で動かしているものである。この動画内の動きは持ち上げと落下の部分に対応する。

<https://youtube.com/shorts/G-ChK0117II?feature=share>

この動画は親機相当のおもり（673g）を載せた状態で動かしているものである。こちらでも動画内の動きは持ち上げと落下の部分に対応する。これにより、親機相当の質量を持ち上げることが可能であり、ジオフォンで振動を測定するのに十分な起振性能があると言える。

理論的に発生可能起振力は，位置エネルギーの式 $E = mgh$ に親機質量（起振機構を除く） $m = 0.6 \text{ kg}$ ，重力加速度 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ ，落下高度 $h = 0.03 \text{ m}$ を代入し，式(4.14)により求められる．

$$E = mgh = 0.6 * 9.8 * 0.03 = 0.1764 \cong 0.18 \text{ J} \quad (4.14)$$

以上より，理論的な発生可能起振力は0.18 Jである．

次にモータの制御について記す．

まず，図 4.26 に起振機構のシステムダイアグラムを示す．起振機構は親機（ローバ）に搭載し，親機のマイコン（Raspberry Pi Pico）とモータドライバ（TB66H450）を用いてモータ（POLOLU-3771）の回転方向および回転速度を制御する．また，モータのシャフトに取り付けたエンコーダ（POLOLU-3081）によってモータの回転した角度を測定し，その角度をマイコンで読み取ることでモータにフィードバック制御をかける．

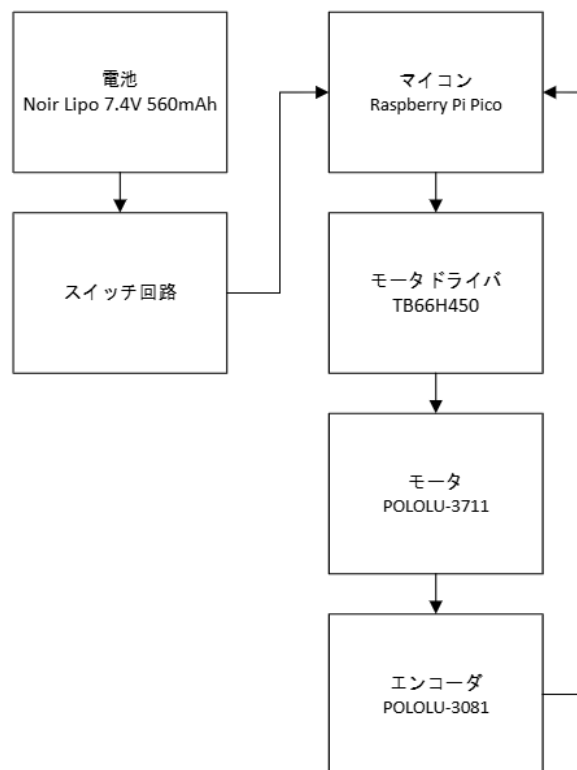


図 4.26 起振機構システムダイアグラム

次に、図 4.27 に起振シーケンスを示す。親機が起振位置まで移動し親機のマイコンから起振シーケンス開始の信号を出すと、このシーケンスで起振を行う。起振シーケンスが開始されるまでは円筒カム機構は地面から離れ、親機に収納された状態になっているので、モータは正回転して、円筒カム機構を地面に接地させ、そのまま親機の持ち上げを開始する。エンコーダで読み取ったモータの回転角が 330° （このとき、親機が落下し 1 回目の起振が完了する。ただし、エンコーダの分解能が 30° であるため、 $\pm 30^\circ$ の誤差があっても確実に起振が完了するように余裕を持った角度に設定している。）になるまでモータを正回転させ続ける。その後、3 秒間モータの回転を停止させる。（これは 1 回目の起振による振動が 2 回目の測定にノイズとして入るのを防ぐためである。）その後、エンコーダで読み取ったモータの回転角が 510° （この角度のとき親機が落下し 2 回目の起振が完了する。ただしエンコーダの分解能が 30° であるため、 $\pm 30^\circ$ の誤差があっても確実に起振が完了するように余裕を持った角度に設定している。）になるまでモータを正回転させ続ける。その後、モータを 5 秒間逆回転させる。（この操作により起振シーケンスを開始する前の状態すなわち円筒カム機構が地面から離れ、親機に収納されている状態に戻す。）最後にエンコーダの角度を 0° にリセットして起振シーケンスは終了する。

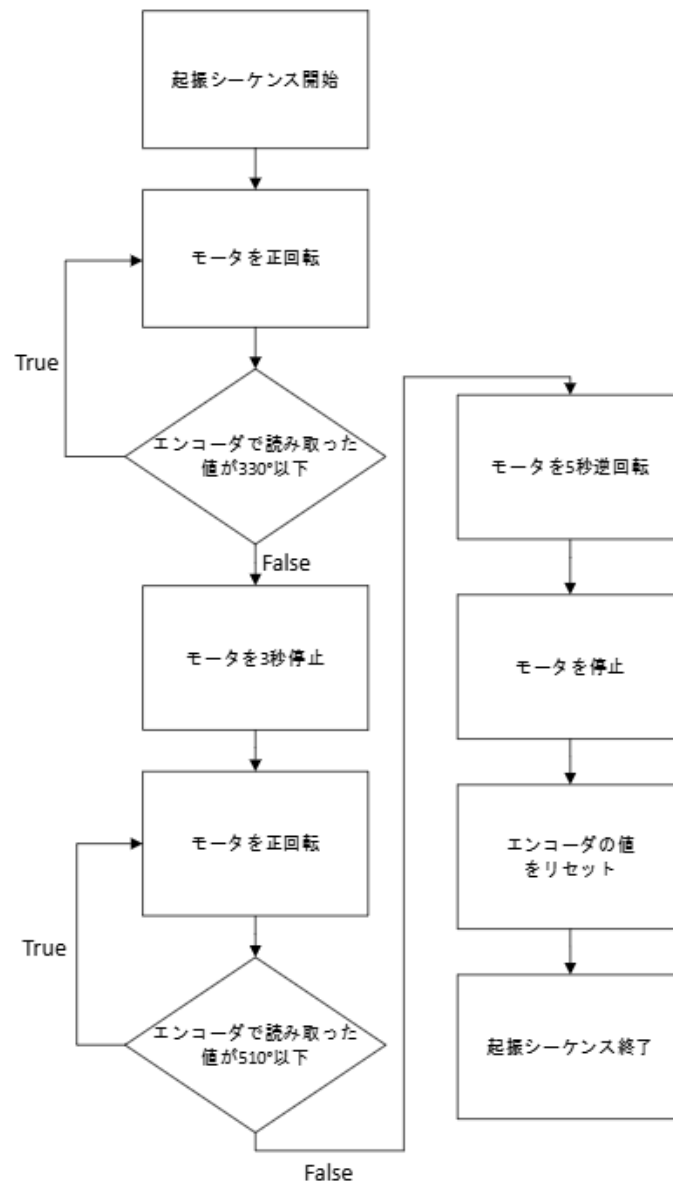


図 4.27 起振シーケンス

第 4.3.2 項 電装

ミッション部分である子機のダイアグラムを図 4.28 に示す。

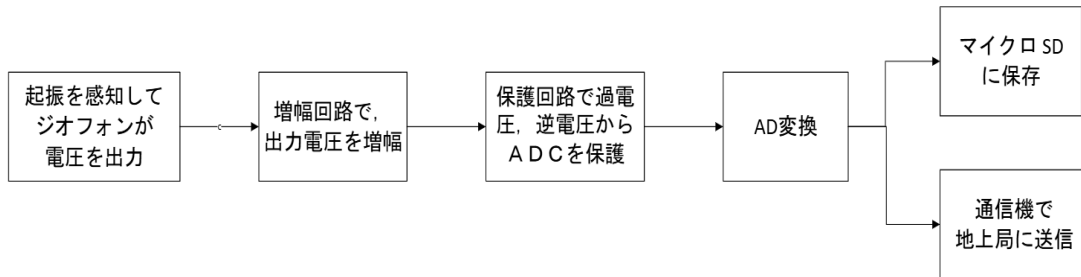


図 4.28 子機での波形取得のダイアグラム

現在までに増幅回路や保護回路の設計と BBM 製作を行い、さらに AD 変換してマイクロ SD に保存するところまでを BBM レベルで実施した。

ジオフォンの出力波形を ADC に入力するまでの回路図を図 4.29 に示す。

ADC に入力可能な電圧の範囲は、0 V 以上、ADC の電源電圧 $V_{dd}=3.3$ V 以下であり、負電圧は入力できない。そのため、ジオフォンの出力する信号電圧の中心を $V_{dd}/2$ とする必要がある。よって、 $R_1 = R_2 = 10$ k Ω とする。

ジオフォンの出力する電圧のピーク V_{peak} [V] は、予備実験により、 $V_{peak} = 1.93 \times 10^{-3}$ V 程度であるということが分かっている。また、ADC に入力可能な電圧の範囲は、0 V 以上、 V_{dd} [V] 以下である。よって、非反転増幅回路での増幅倍率を A_V とすると、次式を満たす必要がある。

$$V_{peak} A_V \leq \frac{V_{dd}}{2}$$

ここに、 $V_{peak} = 1.93 \times 10^{-3}$ 、 $V_{dd}=3.3$ V を代入することで、 $A_V \leq 8.6 \times 10^2$ が得られる。また、非反転増幅回路の倍率は、次式で表される。

$$A_V = 1 + \frac{R_4}{R_3}$$

以上より、 $1 + \frac{R_4}{R_3} \leq 8.6 \times 10^2$ である。よって、 $R_3 = 1\Omega$ 、 $R_4 = 800$ k Ω とする。

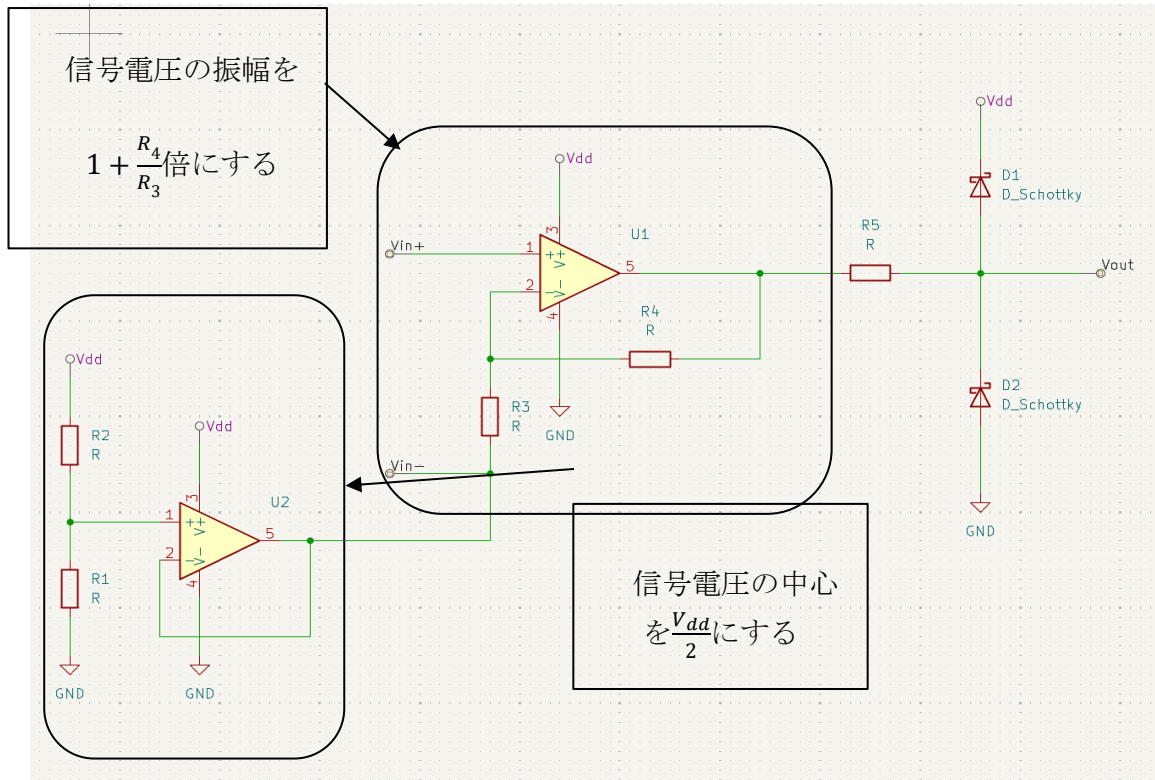


図 4.29 回路図 (a)

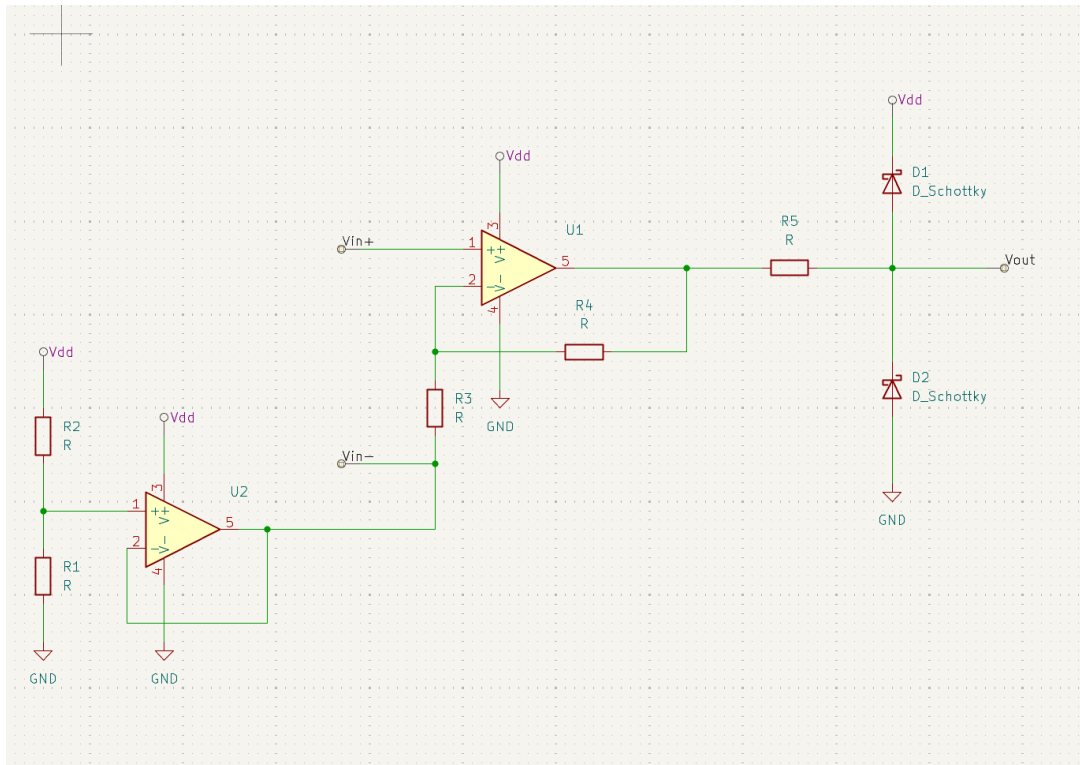


図 4.30 回路図 (b)

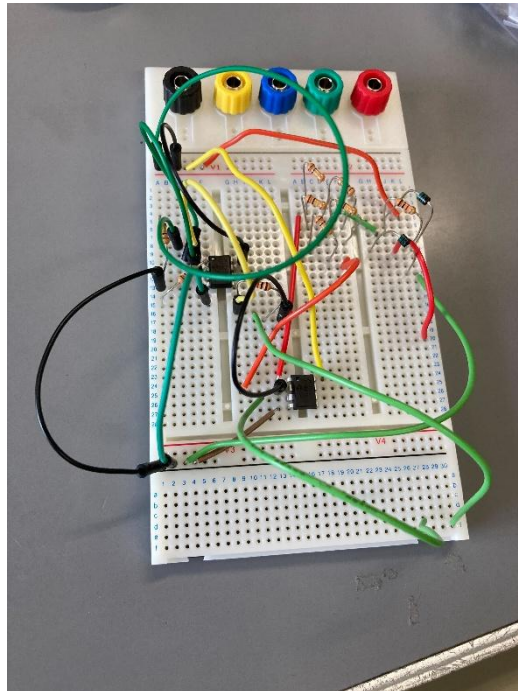


図 4.31 試作 : ブレッドボード(a)

AD変換をし、マイクロSDに保存する工程は図4.32 図4.32に示すようにブレッドボード上に実装した。



図4.32 試作：ブレッドボード(b)

AD変換はマイコン（Raspberry Pi Pico）で実施した。デジタルデータをマイコンでcsvファイルに格納する処理をし、マイクロSDに保存する。BBMを用いて、ブレッドボードのグラウンド電圧をAD変換し、csvファイル形式で保存できるか実験を行った。その結果を図4.33 図4.33に示す。

	A	B	C
1	Time(ms)	ADC_Raw	Voltage(V)
2	0	288	0.01450217
3	128	288	0.01450217
4	251	288	0.01450217
5	374	288	0.01450217
6	497	272	0.0136965
7	620	288	0.01450217
8	743	272	0.0136965
9	866	272	0.0136965
10	989	272	0.0136965
11	1112	256	0.01289082
12	1235	288	0.01450217

図4.33 電圧データ保存試験結果

図4.33 図4.33に示すようにブレッドボードのグラウンド電圧を保存することに成功した。

第 4.4 節 搭載機器一覧

各搭載機器（センサ・アクチュエータ）の一覧を表 4.4.1 に示す。

表 4.4.1 各搭載機器一覧

コンポーネント名	詳細
センサ系	
ジオフォン	起振機で発生させた地面の振動を測定し、電圧波形として出力する。
気圧センサ BME280	気圧、温度から気圧高度を計算する。気圧高度の変化を着地検出に使用する。
GPS Ultimate GPS モジュール	CanSat の位置情報の取得を行う。位置情報は通信モジュールを通して地上局に送信される。
microSD AE-MICRO-SD-DIP	ログデータの保存に用いる。主に気圧高度、振動波形、カメラの映像を保存し、サクセスクライテリアの判定に用いる。
ラズパイカメラ Camera Module v2	子機分離と起振の動作を撮影し、サクセスクライテリアの判定に用いる。
通信モジュール MU4-4-429 (アンテナ: ANT-400-TS)	子機と地上局との通信に用いる。主に、GPS 位置情報、気圧高度、振動波形のダウンリンクを行う。920 MHz 帯の LoRa プロトコルにて無線通信を行う。日本の 920 MHz ISM バンド (920.6~928.0 MHz) から最大 38 チャンネルを選択できる。これは米国の 915 MHz ISM バンド (902.0~928.0 MHz) に含まれる。技術基準技適証明と FCC 認証を取得済み
OBC	
Raspberry Pi Zero 2W Raspberry Pi Pico	CanSat の制御プログラムを動作させるマイコンボードである。各アクチュエータの制御、センサデータの取得、無線送受信を行う。
電源系	
親機用 Lipo バッテリ Noir Lipo 7.4V 560mAh	7.4V 系の電源を供給するリチウムポリマー電池である。
子機用 Lipo バッテリ Noir Lipo 7.4V 1300mAh	7.4V 系の電源を供給するリチウムポリマー電池である。
3.3V レギュレータ LM1117GS-3.3	センサ類、通信モジュール、子機 OBC 駆動のため、Lipo バッテリの 7.4V から 3.3V に電圧変換をする。
5V レギュレータ NJM7805FA	親機 OBC のため、Lipo バッテリの 7.4V から 5V に電圧変換をする。
フライトピン	CanSat 放出後に OBC を起動させるスイッチとして機能する。パラシュートの紐とピンが接続されておりパラシュート展開と同時にピンが抜けることでスイッチ回路を駆動する。
スイッチ回路	3.3V 系と 7.4V 系のバッテリーからの電力をスイッチする回路である。フライトピンが差し込まれている間は電源供給を停止し、ピンが抜けると電源供給を開始する。

スタビライザ系	
溶断回路	ニクロム線の発熱によってナイロン線を溶断する。 CanSat 着地後のパラシュート分離, スタビライザ展開, 子機分離において用いる。
走行系	
車輪用 DC モータ POLOLU-3078(250:1)	ローバの車輪を駆動する。
モータドライバ TB66H450	DC モータへの電力供給を OBC の信号によりスイッチする。
起振系	
起振用 DC モータ POLOLU-3711(488:1)	起振機の円筒カム機構を駆動する。
モータドライバ TB66H450	DC モータへの電力供給を OBC の信号によりスイッチする。
エンコーダ POLOLU-3081	円筒カム機構を駆動するモータの角度を検出する。

第 4.4.1 項 システム構成

システムダイアグラムを図 4.34 に示す。

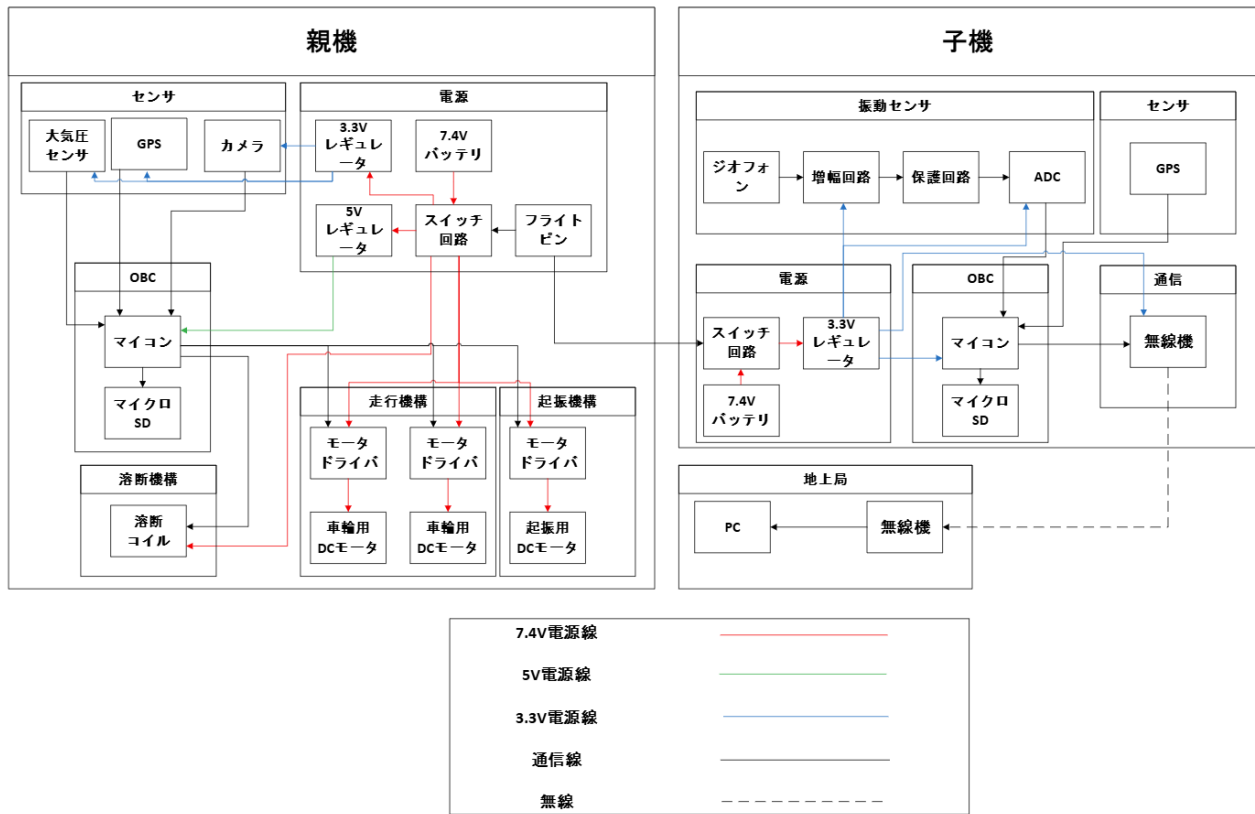


図 4.34 システムダイアグラム

第 4.4.2 項 シーケンス

シーケンス（ミッション全体）を図 4.35 に示す。

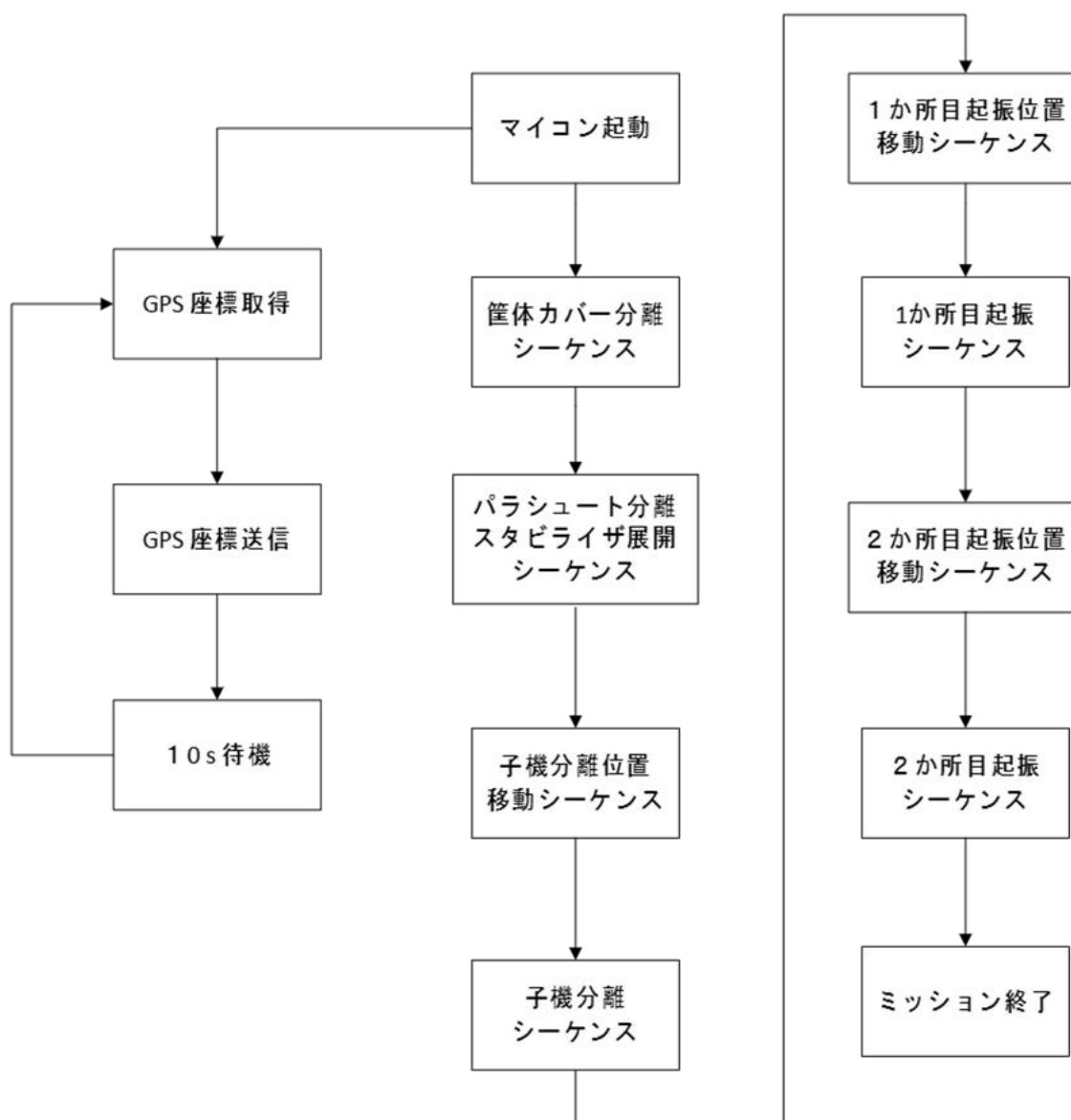


図 4.35 シーケンス（ミッション全体）

保護カバー分離，パラシュート分離・スタビライザ展開，子機分離地点移動シーケンスを図 4.40 に示す。

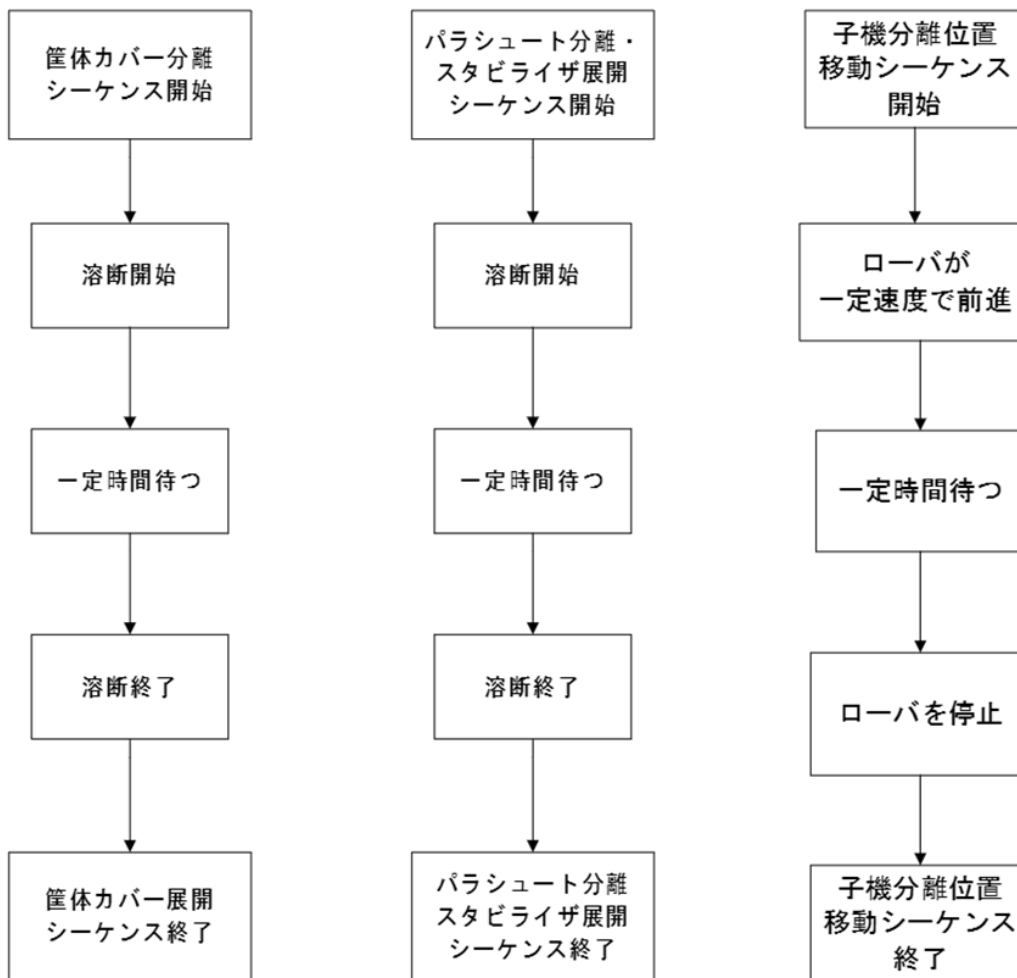


図 4.40 着地検出，パラシュート分離・スタビライザ展開，子機分離シーケンス

子機分離, 1か所目起振位置移動シーケンス, 1か所目起振シーケンスを図 4.41 に示す.

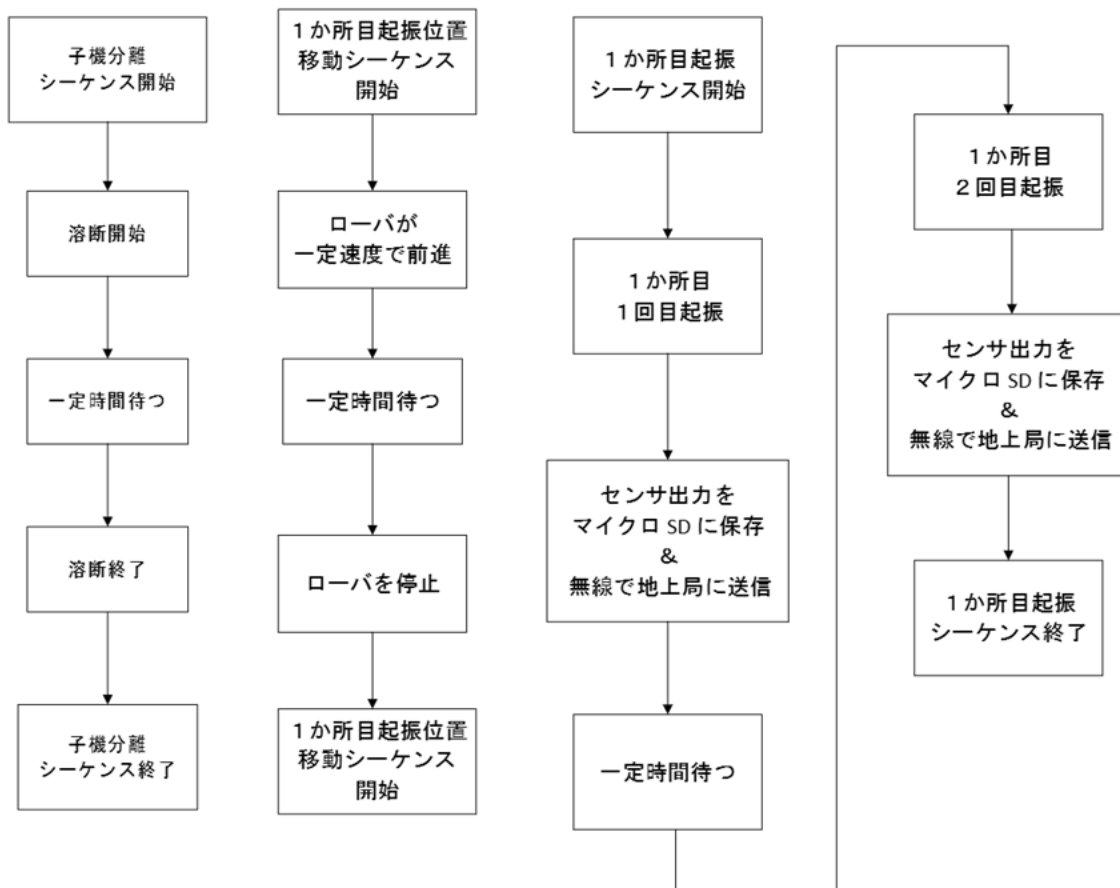


図 4.41 子機分離, 1か所目起振位置移動シーケンス, 1か所目起振シーケンス

2か所目起振位置移動シーケンス, 2か所目起振シーケンスを図 4.44 に示す.

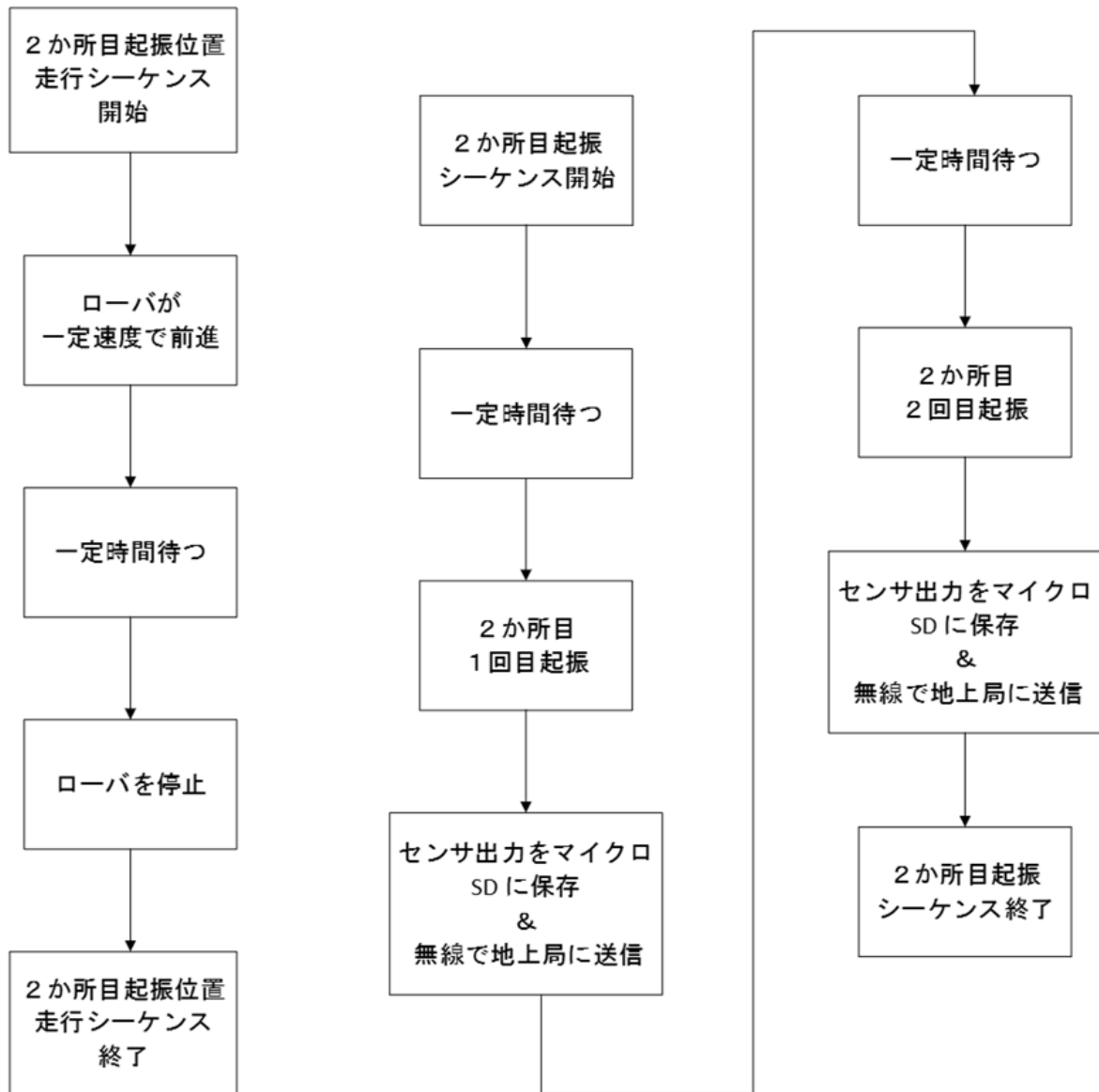


図 4.44 2か所目起振シーケンス

第 4.4.3 項 親機基板

親機基板を図 4.45 に示す。

親機基板には電源系、OBC、センサ系、走行系、起振系が搭載される。フライトピンが抜けると電源系から電力供給が開始される。各コンポーネントへの供給電圧は、バッテリー電圧である 7.4V および、レギュレータで降圧された 5V、3.3V がある。OBC には 3.3V 系から電力供給がなされる。溶断回路は OBC の信号を受けると 7.4V 系からの電流を流して溶断を行う。GPS および気圧センサは 3.3V 系から電力供給され、それぞれ位置情報、気圧情報を OBC に送り続ける。カメラは 3.3V 系から電力供給され、撮影した画像データを OBC に送信する。走行用および起振用のモータドライバは、7.4V 系から電力供給され、OBC からの信号に従ってモータ駆動を行う。

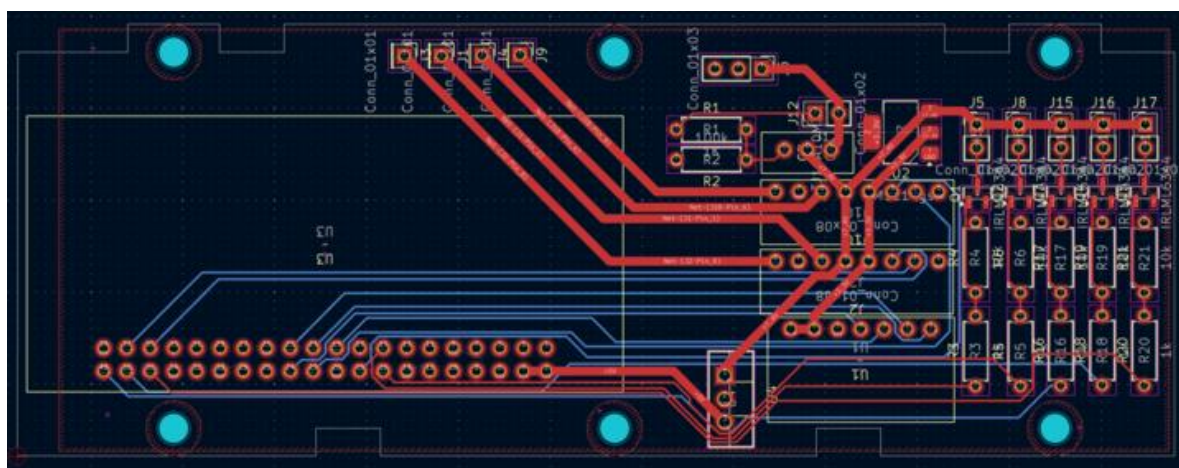


図 4.45 親機基板

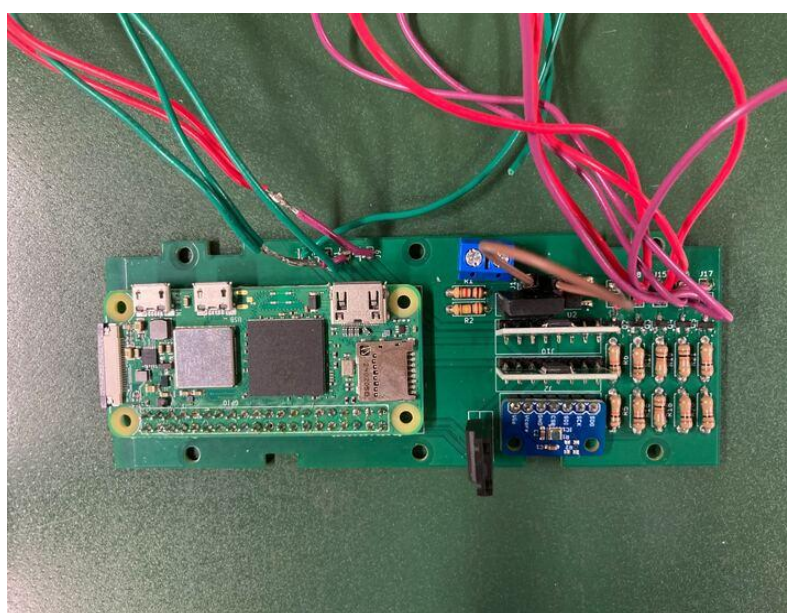


図 4.46 親機基板(部品実装)

第 4.4.4 項 子機基板

子機基板の図を図 4.47 に示す。

子機基板には、電源系、振動センサ系、OBC、センサ系、通信系が搭載される。フライトピンが抜けると電源系から電力供給が開始される。各コンポーネントへの供給電圧は、バッテリー電圧である 7.4V および、レギュレータで降圧された 3.3V がある。OBC には 3.3V 系から電力供給がなされる。振動センサ系には、増幅回路、ADC に 3.3V 系から電力供給される。振動センサ系では、ジオフォンが出力する電圧波形を増幅回路で増幅し、保護回路で過電圧および逆電圧をクランプし、ADC がアナログ波形をデジタル値に変換し、デジタル値を OBC に入力する。GPS は 3.3V 系から電力供給され、位置情報を OBC に送信し続ける。通信系は、3.3V 系から電力供給され、振動センサ系およびセンサ系から OBC に送られたデータを地上局に送信する。

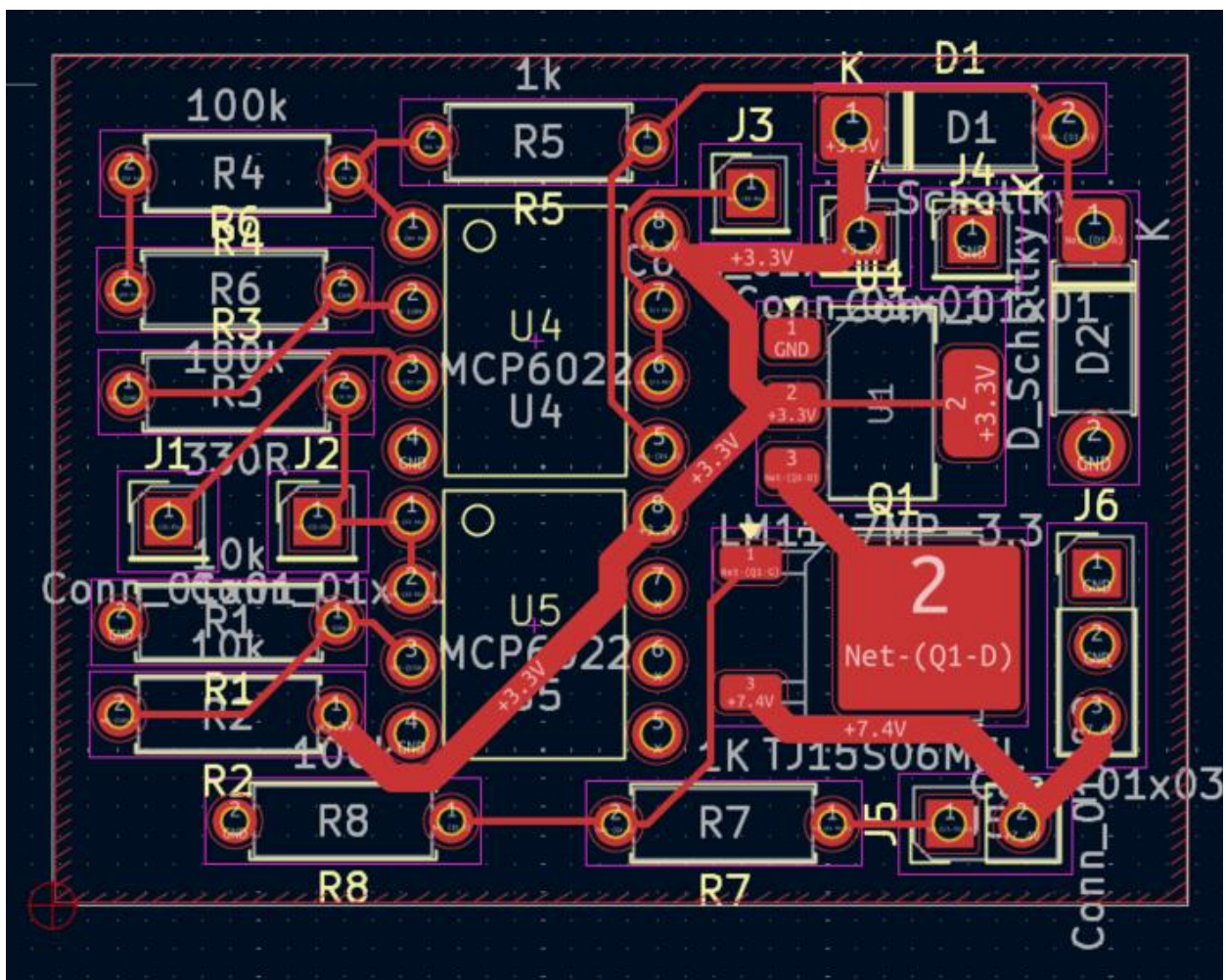


図 4.47 子機基板

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

- 実施日：9/1
- 目的：
CanSat がキャリア格納時にレギュレーションを満たすことを確認する。
- 試験場所：
東京科学大学大岡山キャンパス石川台 1 号館
- 試験内容：
CanSat の合計質量を測定し，1050 g 以下であることを確認する。
- 試験手順
 - 組み立てた Cansat を重量計で測定する。
- 結果
 - 1048g であった。
- 結論
 - レギュレーションを満たすことが示された。

(RV2) 機体の収納・放出試験

- 実施日：9/1
- 目的
 - CanSat 規定サイズである高さ 240mm，直径 146mm の円筒形状に収まることを確認する。
- 試験場所
 - 東京科学大学大岡山キャンパス石川台 1 号館
 - 自重でキャリアから放出できることを確認する。
- 試験内容
 - 高さ 240mm，直径 146mm の円筒形状の物体(以下キャリア)を用意し，作製した CanSat がその中に収納できることを確認する。
 - キャリアから収納した CanSat とパラシュートが自重によって放出されることを確かめる。
- 結果
 - 収納，放出が行えた。
- 結論
 - レギュレーションを満たすことが示された。

(RV3) GPS データダウンリンク試験

- 実施日：8/6
- 試験場所：東京科学大学大岡山キャンパス石川台1号館前
- 目的
 - CanSat のロスト防止のため、搭載した無線機によって、GPS 位置情報を地上局へ送信することで捜索を可能にする.
 - 本試験では、CanSat 搭載の無線機（以下、移動局）と地上局の無線機の間で、十分な距離の通信が可能であるかを確認する.
- 1. 試験実施場所：多摩川丸子橋
- 試験内容
 - 移動局と地上局の無線通信リンクを適切に設定する.
 - 地上局を多摩川河川敷に設置する.
 - 移動局を地上局と同じ場所に設置し、移動局の GPS 位置情報を記録する.
 - 1 秒毎に自身の GPS 位置情報を送信するようにした移動局を持って、川沿いを進む.
 - 通信が途絶える直前の移動局の GPS 位置情報から通信可能距離を計算する.

■ 試験結果

東京科学大学大岡山キャンパス石川台1号館前において、GPSのデータ取得を行った。

- 結果：東経 139.684586° ，北緯 35.601295°
- 図 5.1 に示すように取得した座標を地図上に示す。石川台1号館前だと明らかになったため、GPS取得は成功した。
- 通信機のセットアップが終了したため、早急に試験を実施したい。



図 5.1 GPS により取得した座標

(RV4) 落下試験

- 実施日：7/30
- 試験実施場所：多摩川丸子橋
- 試験実施者：白石，植村
- 目的
 - キャリアからの放出時に，パラシュートが正常に開傘することを確認する。
 - パラシュートによって機体の落下速度が減少し，レギュレーションで定められた終端速度4-6 m/sに収まることを確認する。
- 試験内容
 - パラシュート開傘確認試験：
機体を模擬したダミーマス(2L ペットボトルに水を入れて製作)にパラシュートを取り付け，パラシュートを折りたたんだ状態で投下して開傘することを確認する。
 - 終端速度測定試験：
 1. パラシュートを開いた状態で投下し，終端速度に達することを確認し，その速度を測定する。また，落下後パラシュートの損傷がないことを確認する。
 2. パラシュートに，構体質量を模擬した 950g のダミーマスを吊るし，多摩川丸子橋（落下地点の地上高：約 12.5 m）から落下させる。
 3. 動画を撮影し，落下時の終端速度を計算する。
- 終端速度の計算方法
 1. 終端速度の定義：
本試験における終端速度は，丸子橋の橋脚（高さ：約 4.72 m）を通過する際の平均速度とする。
 2. 機体が該当区間を通過する際のピクセル数をカウントし，撮影フレーム数（60fps）を基に通過時間を算出する。
 3. 終端速度を， $(\text{平均速度}) = (\text{距離}) \div (\text{時間})$ として算出する。
- 試験結果

試験の動画を表 5.1.1 に示す。試験を 5 回行った際の展開状況と速度測定結果について表 5.1.1 に示す（回数をクリックすることで Youtube の動画に飛ぶ）。

なお，1 回目および 5 回目はそれぞれ開傘遅延，風の影響により，映像から橋脚の通過時間を算出することが出来なかった。1 回目はパラシュートを折りたたんで試験を行ったため，パラシュートの展開が遅れてしまった。実験場所の丸子橋では落下距離を十分に確保できなかったため，2 回目以降の試験においてはパラシュートを畳まずに落下させた。5 回目は風によって撮影位置に近づく方向にダミーマスが流されたことで，橋梁の柱部分との位置関係が不明瞭となったため，通過時間が測定できなかった。そのため，2 回目，3 回目，4 回目の落下時間の測定結果から終端速度を算出した。

↓編集のブロックを解除していただけると幸いです。

表 5.1.1 落下試験の展開状況と速度測定結果

回数	開傘状況	測定可否	通過時間 [s]	終端速度 [m/s]	備考
1回目	開傘遅延	不可	-	-	パラシュートの展開が遅れ、終端速度に達しなかったため、終端速度算出不能
2回目	開傘成功	可	0.86	5.48	
3回目	開傘成功	可	0.88	5.36	
4回目	開傘成功	可	0.97	4.86	
5回目	開傘成功	不可	-	-	横風のため、撮影位置から柱脚部分の通過時間の計測不能
平均			0.90	5.23	

■ 結論

パラシュートが問題なく開傘できることが確認できた。また、降下時の終端速度は 5.23m/s となり、レギュレーションで定められている 4-6 m/s に収まっており、パラシュートが減速機構として安全基準を充足する性能を有することが示された。

(RV5) 準静的荷重試験

■ 実施日：8/6

■ 目的

➤ 打ち上げ時にかかる荷重に機体が耐えられるかを確認する

■ 試験内容

1. CanSat をロープのついたキャリアに加速度センサとともに収納する。
2. ロープの他端を人が持ち、半径 2.5 m で回転させ、加速度センサが計測したデータを取得する。

CanSat をキャリアから取り出し、CanSat の破損の有無を確認、機能確認用プログラムの書き込みを行い機能の確認を行う。

(RV6) 振動試験

■ 実施日：8/8

■ 目的

➤ CanSat が打ち上げ振動環境に耐えうることを確認する。

■ 試験内容

1. 30～500 Hz にかけてのスweep加振により CanSat の固有振動数を確認する。
(モーダルサーベイ試験)
2. 固有振動数にて 15G で 60 秒間加振を実施する。
3. 振動前後で異常がないか確認するため、再びモーダルサーベイ試験を実施する。

(RV7) 分離（パラシュート開傘） 衝撃試験

- 実施日：8/7
- 目的
 1. パラシュート開傘時に想定される衝撃荷重に CanSat 及びパラシュートが耐えられることを確認する.
- 試験内容
 1. 事前の投下試験で得たパラシュートの抗力係数から、Pflanz's Method を用いて開傘衝撃を推定する.
 2. CanSat 構体に開傘衝撃を測定するための加速度センサを取り付ける.
 3. CanSat 構体につないだパラシュートのコードを固定し、加速度センサのプログラムを起動後投下し、加速度センサが計測したデータを取得する.
 4. パラシュートのコードと CanSat 各部位の破損がないことを確認した後、機能確認を行う.
 5. パラシュートにダミーマスと加速度センサを取り付けて投下し、加速度センサが計測したデータを取得する.
 6. パラシュートに破損がないことを確認する.

(RV8) 通信機 on/off 試験

- 実施日：8/6
- 目的
 - CanSat と地上局が無線通信機できることを確認する.
- 試験内容
 - 地上局を多摩川丸子橋に設置し、ミッション時のコンフィギュレーションで地面に設置した CanSat を 2.5km 地点まで移動させる.
- CanSat を 2.5km 移動させても通信可能なことを確認する(Fig.6.7.1 を参照).

(RV9) End-to-end 試験

- 実施日：8/7
- 目的
 - ロケットによる打上げ・着地からミッション終了までのシーケンスを人の手を全く介在することなく遂行できることを確認する.
- 試験内容

End-to-end 試験では、打ち上げ前からミッションの実行までをいくつかのフェーズに分け、以下のそれぞれの項目を評価することを目的として試験を行う.

 1. 搬入からキャリアへの収納・放出及び質量・体積測定
 2. パラシュートの展開及び落下試験
- パラシュートの分離から振動波形取得ミッションを一通り実施、試験
- 1.に関しては、(RV1)質量試験および(RV2)機体の収納・放出試験によって、2.に関しては (RV4) 落下試験によって試験を行う予定である。そのため、本試験では3.の試験のみを実施する予定である。

第 5.2 節 ミッションを達成するためのシステム試験

(MV1) 電力耐久試験

- 実施日：8/6
- 目的
 - CanSat が活動を終了するまで連続して電力を安定供給できるかを確認する。バッテリーが電力を十分有している点と、過電流によりシステムが停止しない点を評価の対象とする。
- 試験内容
 - End-to-end 試験を行い、バッテリーが途中で切れることなくシーケンス終了まで実施できることを確認する。
 - 試験では、機体をロケットに搭載してから打ち上げまでの時間を考慮するため、フライトピンを挿入した状態で 1.5 時間の待機し、その後フライトピンを抜きシーケンスを開始する。

(MV2) 着地衝撃試験

- 実施日：8/6
- 目的
 - 着地時に発生する衝撃に機体が耐えられるかどうかを確認する。
- 試験内容
 1. 落下速度 5 m/s となる高度から自由落下させる。
エネルギー保存則より，
$$h = \frac{(v_{req})^2}{2g} = \frac{(5 \text{ m/s})^2}{2 \times 9.81 \text{ m/s}^2} \approx 1.27 \text{ m}$$
となることから，安全マージンを設けて，高さ 1.3 m から自由落下させる
 2. 落下衝撃を与えた後は，CanSat に損傷がないかを目視で確認し，CanSat 機能が正常に動作するかの確認を行う。

(MV3) ローバ正立試験

- 実施日：8/31
- 目的
 - CanSat が地上着陸後，ローバが分離し走行できる状態かどうかを確認する。
 - 溶断回路によって，CanSat とパラシュートの切り離しができることを確認する。
 - 溶断回路によって，CanSat 構体からスタビライザが展開できることを確認する。
- 試験場所
東京科学大学大岡山キャンパス石川台 1 号館
- 試験内容
 - 指定した電流量・時間でテグスを確実に焼き切り，パラシュートの切り離しが完了していることを目視で確認する。

- 指定した電流量・時間でテグスを確実に焼き切り，スタビライザの展開が完了していることを目視で確認する.
- 結果
 - テグスが溶断された．パラシュートが分離され，スタビライザの展開により親機が正立した.
 - 試験の様子：<https://youtu.be/m7bYQIHRWcQ>
- 結論
 - ローバ正立機構の一連のシーケンスが正常に動作することが示された.

(MV4) 子機分離・正立試験

- 実施日：8/29
- 目的
 - 親機（ローバ）から子機が分離し，正立していることを確認する.
- 試験場所
 - 東京科学大学大岡山キャンパス石川台1号館
- 試験内容：
 - 親機（ローバ）から子機が分離・正立していることを確認する.
- 試験手順
 - 組み立てた Cansat を重量計で測定する.
- 結果
 - 子機が分離され，正立した.
 - 試験の様子：[youtube.com/watch?v=YcHQvJ1edL0&feature=youtu.be](https://www.youtube.com/watch?v=YcHQvJ1edL0&feature=youtu.be)
- 結論
 - 子機分離・正立機構が正常に動作することが示された.

(MV5) 起振機構駆動試験

- 実施日：8/6
- 目的
 - 起振機構が正常に動作することを確認する.
- 試験内容
 - 石川町上の台公園にて，起振機構により地面に撃力を加えられていることを加速度センサの情報から確認する.

(MV6) ジオフォン性能試験

- 実施日：8/5 - 8/6
- 目的
 - ジオフォンが地面を伝わる振動を検知できることを確認する.
- 試験内容
 - 石川町上の台公園にて，カケヤなどを用いて地面に与えられた撃力が，ジオフォンの出力電圧から読み取れることを確認する.

(MV7) ローバ走破性能試験

- 実施日：8/6
- 目的
 - 直進距離で1 m以上走行できることを確認する。
- 試験内容
 - 石川町上の台公園にて直進距離1 m以上走行することを，巻き尺により測定し，確認する。

(MV8) 測定データ保存試験 (GPS, 時刻, 大気圧, ジオフォン出力電圧)

- 実施日：8/4 - 8/5
- 目的
 - 親機および子機がそれぞれ測定データをSDカードに保存できることを確認する。
- 試験内容
 - 多摩川丸子橋の河川敷にて，一連のシーケンスを行った後，親機および子機がそれぞれ測定データをSDカードに保存できることを確認する。

(MV9) 測定データ無線転送試験

- 実施日：8/6
- 目的
 - 親機・子機のSDカードに保存された測定データが地上局に無線により送信できることを確認する。
- 試験内容
 - 多摩川丸子橋の河川敷にて，一連のシーケンスを行った後，親機および子機のSDカードに保存された測定データがことを確かめる。

第6章 工程管理

表 6.1.1 ガントチャート (全体)

No.	作業名	ステータス	5月		6月			7月				8月				9月	
			5/26~	6/2~	6/9~	6/16~	6/23~	6/30~	7/7~	7/14~	7/21~	7/28~	8/4~	8/11~	8/18~	8/25~	9/1~
	マイルストーン		参加申し込み 締め切り 5/31	ミッション レビュー会 6/7			予備審査 7/4				本審査 8/1			学内気球試験 8/7			ARLISS 9/7~12
1	ミッション構想	完了	[Red bar from 5/26 to 6/9]														
2	BBM設計・製作	完了		[Red bar from 6/9 to 6/30]													
3	BBM機能確認	完了		[Red bar from 6/9 to 6/30]													
4	PFM設計・製作	進行中			[Green bar from 6/16 to 8/4]												
5	PFM統合	未着手									[Green bar from 8/4 to 8/11]						
6	PFM機能確認	未着手							[Green bar from 7/21 to 8/4]								
7	各種試験	未着手								[Green bar from 7/28 to 8/4]							
8	FM製作	未着手										[Blue bar from 8/11 to 9/1]					
9	FM統合	未着手										[Blue bar from 8/11 to 9/1]					
10	FM試験	未着手										[Blue bar from 8/11 to 9/1]					
11	ARLISS本番	未着手															[Yellow arrow from 9/1 to 9/8]

第7章 大会結果報告

第7.1節 投下一回目

1回目の打ち上げは大会2日目（9月9日）に行った。時刻は16時で天気は晴れで少し風があるような天候だった。以下のリンクが1回目の打ち上げでCanSatを発見後、ミッションを行っている最終の動画である。

動画リンク：https://youtube.com/shorts/fPu_TA0NiY?feature=share

第7.1.1項 結果および考察

- 成功した点
 - ・親機への給電が成功し、プログラムが正常に動作した。
 - ・損失した子機分離機構を除き計3か所（パラシュート分離2か所、子機分離1か所）の熔断に成功した。
 - ・ローバでの走行に成功した
- 失敗した点
 - ・子機分離機構が破損し、子機および起振機構の一部を損失した。図7.1.1が発見直後のCanSatの外観である。図7.1.2の子機分離機構の左側の青色のパーツと筐体の接続部および右側の青色パーツと子機の接続部が破損していた。事前の試験では子機分離機構や子機が破損することはなかったが、本番のロケットからの放出衝撃あるいはパラシュートの開傘衝撃が想定よりも大きく、結果として破損してしまったのではないかと考えている。
 - ・子機損失との関連性は不明であるが、起振機構の底面部も損失した。子機を損失した際に同時に損失したと考えている。
 - ・子機を損失したため子機の測定データの取得や無線通信はできなかった。

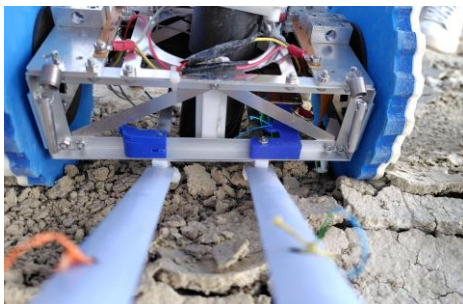


図 7.1.1 発見直後の CanSat の様子

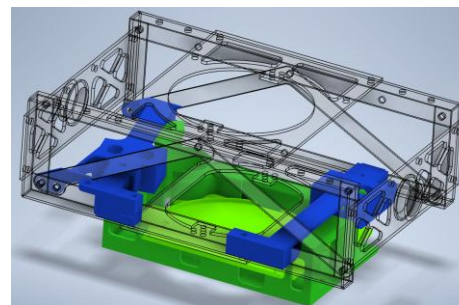


図 7.1.2 子機分離の外観

表 7.1.1 が親機の測定データに関してまとめたものである。気圧データは気圧センサが破損したため取得に失敗し、カメラのデータは撮影できたがタイヤや起振機構が動いている

瞬間を撮影することが出来なかった。親機全体のプログラムのログは取得することが出来た。

表 7.1.1 親機測定データ

データの種類	取得できたか	詳細
気圧データ	×	気圧センサが破損したためデータが取得できなかった。ロケット放出時の熱が衝撃で破損したと考えられる。2回目はカプトンテープとゴリラテープで保護した。
動画	△	動画は取得できたが、ローバが動作している部分は撮影できていなかった。2回目はシーケンスの前後10分も動画を撮影した。
全体ログ	○	

以下の表がサクセスクライテリアの成功判定を行ったものである。成功したものには○を、失敗したものには×を記してある。

表 7.1.2 サクセスクライテリアの成功判定

	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
パラシュート	着陸直前の降下速度が終端速度 (4~6 m/s) となること 【大気圧センサのログを確認】	着陸後, ローバと分離すること 【ミッション終了後に目視で確認】	
子機分離機構	子機を分離すること 【ローバ搭載のカメラで撮影】	子機を地表面に正立させること 【ミッション終了後目視で確認】	
親機 (ローバ)	スタビライザを展開し, 正立すること 【ミッション終了後に目視で確認】	1か所目の起振位置に移動すること 【カメラでタイヤを撮影する】	2か所目の起振位置に移動すること 【カメラでタイヤを撮影する】
	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
起振機	起振動作ができること 【ローバ搭載のカメラで確認】	起振後, ローバ走行可能状態へと移行できること 【ローバ搭載のカメラで円筒カムが地面から離れていることを確認】	<ul style="list-style-type: none"> 1か所目, 2か所目それぞれ2回ずつ計4回起振すること 【ローバ搭載のカメラで確認】 波形データとして起振ログを残せること 【SDカードを確認】
子機	ジオフォンの測定データをSDカードに保存すること 【SDカードを確認】	<ul style="list-style-type: none"> ジオフォンの測定データを地上局に送信すること 【地上局で確認】 記録が途中で途切れることなく, 200 Hz以上で測定データを保存できること 【SDカードを確認】 	

第 7.1.2 項 投下二回目に向けた改善点

子機分離機構及び子機の接続部をゴリラテープで補強した。また気圧センサ保護のため基板全体をカプトンテープで保護した。

第 7.2 節 投下二回目

https://youtu.be/OLCYP_GDqyw

二回目の投下は大会 5 日目 (9 月 12 日) 12 時頃に行った。風は弱く, 晴天であった。投下に適した天候であった。

放出後, Cansat のパラシュートが目視で確認できたため, 降下の方向を確認してから車で捜索を行った。捜索開始後すぐに機体を発見できた。



図 7.2.1 当日の天候

一回目の投下では、子機が空中で分離してしまったが、二回目の投下では子機が固定された状態での着地に成功した。機体の変形や破損がほとんど見られなかったことから、パラシュートにより十分に減速しながら降下することに成功したが、大気圧センサでログが取得できなかったため、降下速度は不明である。

ミッション開始後、親機からのパラシュート及び子機分離が確認できた。子機分離前の走行シーケンスではモータが駆動したが、子機分離後までの間にモータの片側が故障し、子機分離位置から親機が移動できなかった。これにより、全2回の起振シーケンスはどちらも子機の上に乗った状態で行われた。

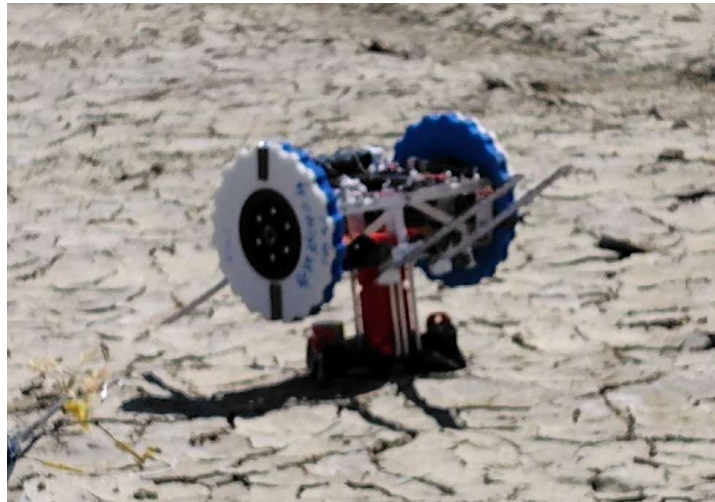


図 7.2.2 親機が起振する様子

子機が取得した親機の起振ログを図 c に示す。これは子機から地上局に送られたデータである。子機の SD カードに保存するプログラムにもなっていたが、それはできなかった。原因としては、起振の時間付近で得られた振動データを SD カードに保存するプログラムにしていたが、親機のマイコンと子機のマイコンで時間のずれがあり、それが 1 時間の待機時間の中に 20 分ほどのずれとなってしまう、親機の起振シーケンスが始まる前に子機が振動データを SD カードに書き込むシーケンスが終了してしまったことが挙げられる。

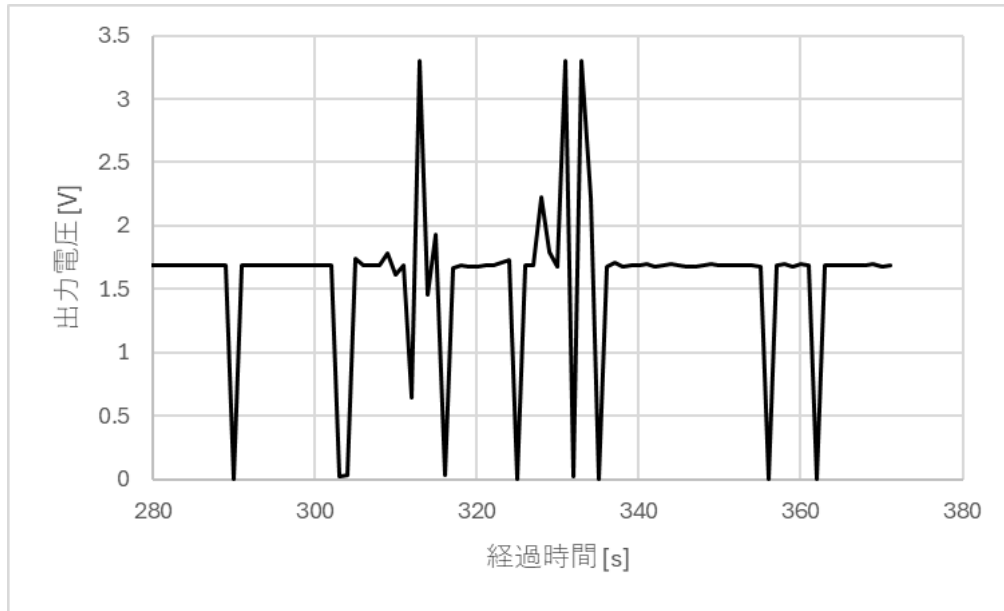









図 7.2.3 起振ログ

・サクセスクライテリア
 達成した項目を○，未達成の項目を×で表記している。

表 7.2.4 サクセスクライテリアの成功判定

	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
パラシュート	着陸直前の降下速度が終端速度 (4~6 m/s)となること 【大気圧センサのログを確認】 ×	着陸後，ローバと分離すること 【ミッション終了後に目視で確認】 ○	
子機分離機構	子機を分離すること 【ローバ搭載のカメラで撮影】 ○	子機を地表面に正立させること 【ミッション終了後目視で確認】 ○	
親機 (ローバ)	スタビライザを展開し，正立すること 【ミッション終了後に目視で確認】 ○	1か所目の起振位置に移動すること 【カメラでタイヤを撮影する】 ×	2か所目の起振位置に移動すること 【カメラでタイヤを撮影する】 ×

	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
起振機	起振動作ができること 【ローバ搭載のカメラで確認】 	起振後、ローバ走行可能状態へと移行できること 【ローバ搭載のカメラで円筒カメラが地面から離れていることを確認】 	<ul style="list-style-type: none"> 1か所目, 2か所目それぞれ2回ずつ計4回起振すること 【ローバ搭載のカメラで確認】  波形データとして起振ログを残せること 【SDカードを確認】 
子機	ジオフォンの測定データをSDカードに保存すること 【SDカードを確認】 	<ul style="list-style-type: none"> ジオフォンの測定データを地上局に送信すること 【地上局で確認】 記録が途中で途切れることなく, 200 Hz以上で測定データを保存できること 【SDカードを確認】 	 

第 7.3 節 考察

モータが故障してしまったのは打ち上げからシーケンス開始までの振動や衝撃によるものだと考えられる。ギアボックスの歯車が壊れていたが、具体的に何によって壊れたのかは特定できなかった。軽量かつ小型のモータであることで採用したが、壊れやすいモータであることはあらかじめわかっていたため、採用するべきではなかった。

第8章 まとめ

第8.1節 工夫した点・努力した点

・ミッション

ミッション決定時、チーム全体で評価項目を議論し、全員が納得する形で選定した。特に、実際に宇宙で行うことのできるユニークなミッションを行うという前提を共有してミッションを考案した。最終的に用いた評価項目は以下の通りである。まず、To・By・Usingに新規性が見られるか、そしてTo・Byの需要や必要性を客観的に評価できるかを確認した。また、他の実ミッションにおける類似手法に対する優位性があるかを検討し、さらに制作の見通しや技術的な実現可能性を確認した。CanSatでの実証に意義があるか、そしてチームがやりがいを感じられるかも重要な基準とした。

・子機分離機構

パラシュート溶断機構のものを流用すると質量が大幅に増加してしまうため、3Dプリンタで独自設計の形状を作成して軽量かつ起振機構と占有領域が干渉しないような設計にした。

・子機電装

エラーが出て測定結果が失われないようにファイルを10秒毎に新規作成してデータを書き込むようにした。また、親機のプログラムが実際に差動を開始する時刻のずれを考慮に入れ、余裕を持たせて記録した。

・起振機構

起振および走行可能状態への移行を可能な限り単純な機構で実現するために一つのモータの正転、逆転でそれを実現できる円筒カム機構を採用した。ほかの部品と干渉しないよう円筒の半径をできるだけ小さくしつつ、ジオフォンが検出できる振動が起こせるような落下距離を確保するため溝の掘り方を工夫した。モータ選定も親機全体を持ち上げられるだけの高トルクを出せるかつ軽量であるものを選定した。

・子機基板

基板を搭載する部分が狭いため、サイズを小さくする必要があり、電子部品の配置に苦慮した。信号の増幅率は模擬的な実験を行い、取得した振動データをもとに決定を行った。

・親機基板

筐体上のマイコン搭載箇所およびハーネスを配線するスペースが十分でなかったため、部品配置をうまく行い、基板上にマイコンを配置できるようにした。溶断箇所が4箇所と多かったが、ニクロム線の抵抗値を適切に管理することで安定して溶断が行えるようにした。

・親機筐体

親機筐体の設計では、2021年のElec.TETRAおよび2023年のTlalocなど、既存のローバ型機体を参照しつつ設計を進めることで、開発コストの削減を図った。機体設計においては、以下の3点の工夫を行った。

1つ目は、筐体フレームにはアルミアングル材を採用したことである。アルミアングル材は軽量で高い剛性を有するため、ローバの軽量化と構造強度の確保を両立できる。また、アングル材を外側へ開いた向きに配置することで、内部空間へのアクセス性が向上し、基板や各種部品の着脱が容易となる。この構成は組立性および整備性の向上に寄与する。

2つ目は、落下時の衝撃荷重がモータに直接作用しないよう、ベアリングおよびモータの配置を工夫した点がある。具体的には、落下荷重をベアリング側で受け持つ構造とすることで、モータを衝撃から機械的に隔離し、転倒・落下時の損傷リスクを低減した。

3つ目は、走行安定性および正立性能の向上を目的としてスタビライザを機体前後に配置したことである。また、起振機構に用いる円筒カムについては、起振時にスタビライザが地面へ接触しないようカム角度を調整した。スタビライザが起振時に接地した場合、複数の起振点が生じ計測精度を損なうため本調整は計測信頼性の確保の観点から重要である。

以上の設計的工夫により、軽量性、耐衝撃性、走行安定性、および計測精度を総合的に向上させたローバ機体を実現した。

第 8.2 節 課題点

・ 駆動モータの選定

二回目の打ち上げで、モータが故障してしまったのは打ち上げからシーケンス開始までの振動や衝撃によるものだと考えられる。ギアボックスの歯車が壊れていたが、具体的に何によって壊れたのかは特定できなかった。軽量かつ小型のモータであることで採用したが、壊れやすいモータであることはあらかじめわかっていたため、採用するべきではなかった。

第 9 章 参考文献

- [1] T.W.Knacke, "Parachute Recovery System Design Manual."
- [2] "U.S. STANDARD ATMOSPHERE, 1976." [Online]. Available: https://www.ngdc.noaa.gov/stp/space-weather/online-publications/miscellaneous/us-standard-atmosphere-1976/us-standard-atmosphere_st76-1562_noaa.pdf.
- [3] U. University, "Recovery Systems: Parachutes 101." [Online]. Available: https://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_6530_Web/New_Course/launch_design/Section3.5.pdf.