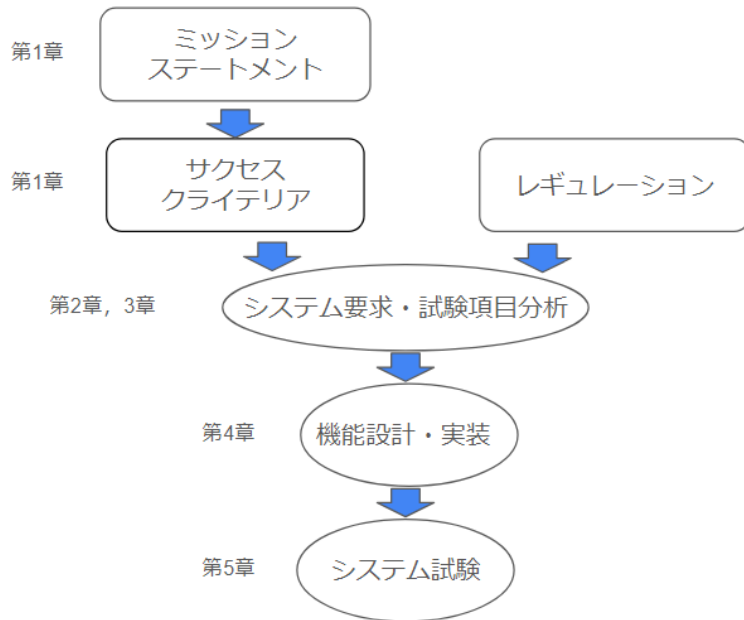


ARLISS2025 開発審査書

提出日：2025年8月1日



開発審査書構成_ARLISS2024

第1章 ミッション定義

第1.1節 ミッションステートメント

第1.2節 ミッション内容

第1.3節 サクセスクライテリア

第2章 システム要求

第2.1節 レギュレーションを満たすためのシステム要求

第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求

第3章 システム試験項目の設定

第3.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験項目

第3.2節 ミッションを達成するためのシステム試験項目

第4章 システム仕様

第4.1節 機体概観

第4.2節 機体機構

第4.3節 搭載機器

第5章 システム試験

第5.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験

第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験

第6章 工程管理

第7章 責任教員による確認

審査員

審査コメント	
--------	--

チーム情報

CanSat チーム名	東京科学大学 DOMAKU
CanSat チーム 代表者情報	山内孝太郎 yamauchi.k.9255@m.isct.ac.jp, 070-2231-1409
UNISEC 団体名	東京科学大学 CanSatB チーム
UNISEC 団体 学生代表	山内孝太郎
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.....	4
第1.1節 ミッションステートメント.....	4
第1.2節 ミッション内容.....	4
第1.3節 サクセスクライテリア	6
第2章 システム要求.....	8
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.....	8
第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求.....	8
第3章 システム試験項目の設定.....	9
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	9
第3.2節 ミッションを達成するためのシステム試験項目.....	9
第4章 システム仕様.....	10
第4.1節 機体概観.....	10
第4.2節 機体機構.....	11
第4.3節 搭載機器.....	24
第5章 システム試験.....	32
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.....	32
第5.2節 ミッションを達成するためのシステム試験.....	42
第6章 工程管理	46
第7章 大会結果報告.....	49
第7.1節 目的.....	49
第7.2節 結果.....	49
第7.3節 考察.....	51
第8章 まとめ.....	53
第8.1節 工夫点・努力した点.....	53
第8.2節 課題点.....	55
第8.3節 今後の展望.....	58

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

小型機器で惑星表面に展開可能なドーム構造を実証し、過酷環境から探査機や人を守る新たな手段を提示する。

第1.2節 ミッション内容

昨今では火星への探査が盛んになり、有人探査に関する研究・開発が進められている。そうした中で火星上のローバーや宇宙飛行士にとって、ダストデビルやダストストームは大きな脅威となっている。これらは機器の誇張や宇宙服の汚染を引き起こす原因の一つであり、探査活動の妨げになりかねない。

この課題に対し、小型機器によってドームを展開し、簡易的な覆い構造を形成することでダストからの影響を軽減する手法を提案する。ドーム構造は火星におけるダスト対策だけでなく、保温や冷却、有害物質からの保護など外部環境との隔離手段としても有効であり、惑星探査における幅広い応用が期待される。

本ミッションでは、CanSatサイズの機体によって、将来的な惑星探査での応用を想定したドーム型構造物の展開手法を実証する。具体的には以下の要素をミッションアイテムとして採用し、限られた空間内での迅速かつ確実な展開の成立性を検証する。

- ・正立機構を用いて落下後の姿勢制御を行い、展開方向を安定させる。~~着地後の姿勢制御を行うための正立機構を搭載し、展開方向の安定性を確保する。~~
- ・三つの構造を一体化した展開構造を用い、着地後に軸を瞬時に飛び出させ、連動してフィルム上の膜を広げることで、ドーム状構造を形成する。~~軸と膜を連動させた一体型の展開構造を用い、軸を情報に展開させると同時にフィルム状の膜を広げることで、テント型のドーム状構造を形成する。~~

これらのミッションアイテムの動作を通じて、小型機器による展開型構造の有効性を評価し、将来的な惑星表面活動における簡易的な保護空間の形成技術としての可能性を検証する。

ドームのサイズは、ローバーや宇宙飛行士の避難場所として機能することを想定し、直径対角線の長さ1メートルを目標とする。この値は、小型ローバーに多く見られる1メートル以下という寸法をもとに設定しており、一方で直径対角線の長さ2メートル程度の構造は、CanSatサイズでの質量や体積の制約から現実的ではないと判断した。

CanSat ミッションは、以下のフローにより進行する。

1 ロケットから機体が放出

- 2 パラシュートが展開して減速しながら落下

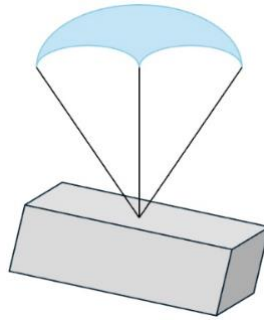


図 1.2.1 落下中の様子

- 3 落下中に GPS を利用して位置情報を継続的に取得し, 地上局にダウンリンク.
- 4 着地後, パラシュートを切り離す.
- 5 展開方向の安定性を確保するため, 正立機構を展開し機体を正立させる.

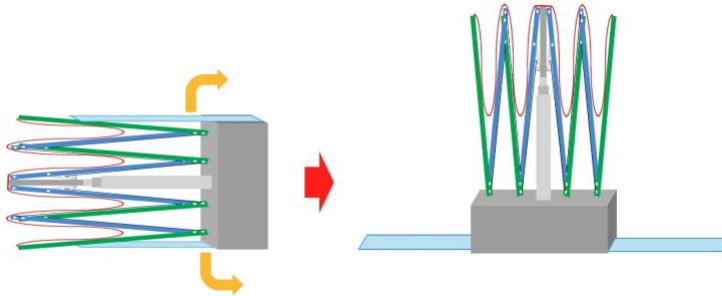


図 1.2.2 正立する様子

- 6 軸を上に飛ばし, それと同時に膜を付けた骨組みを展開させる.
- 7 展開されたドームが地面に落下する.

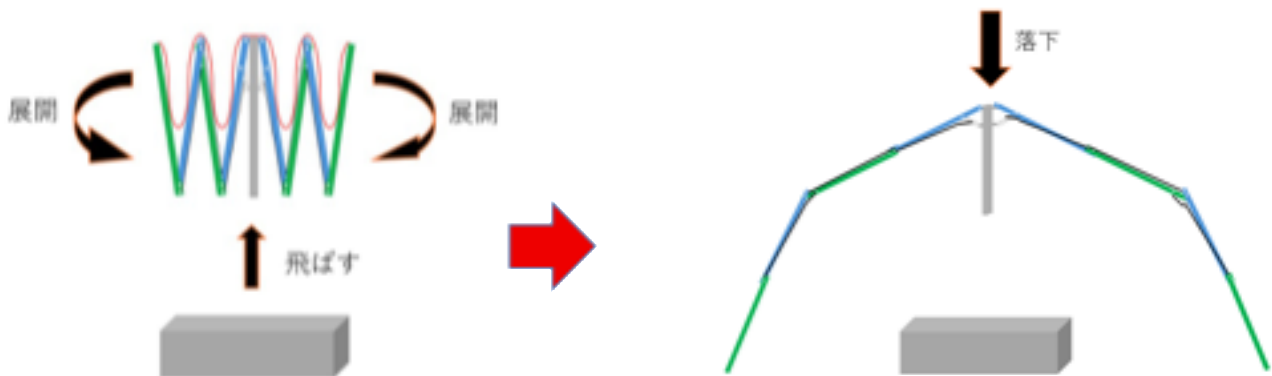


図 1.2.3 軸, 膜展開の様子

この一連のフローを通じて, 小型機器による惑星表面へのドーム構造展開の実現性を検証し, 過酷環境下における探査機や人員の保護手段としての有効性を評価する.

ミッションフローを図 1.2.4 に示す。

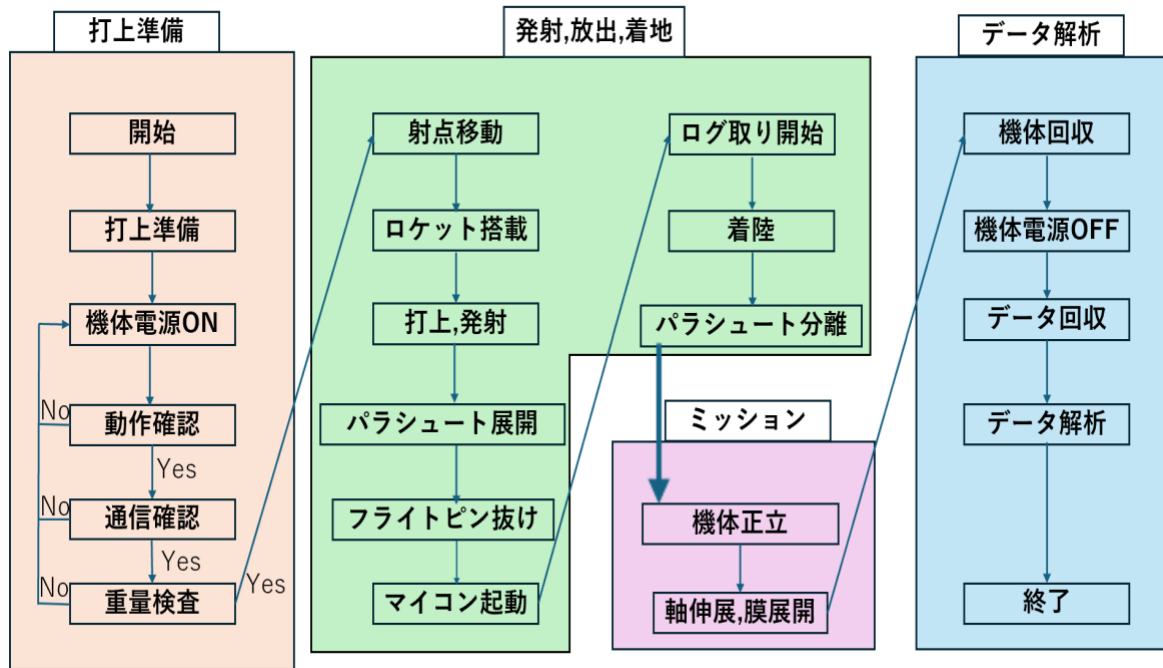


図 1.2.4 ミッションフロー

第 1.3 節 サクセスクライテリア

表 1.3.1 に本ミッションのサクセスクライテリアを示す。各々の評価方法は【】内に記載した。

表 1.3.1 サクセスクライテリア

ミッションアイテム	構成要素	ミニマムサクセス	フルサクセス
安全着地	パラシュート	パラシュートを正常に展開して落下速度を CANSAT のガイドラインに則り 4~6 m/s に抑える 【気圧センサーを用いて速度を測りその結果を確認】	パラシュートを溶断して機体から分離する 【ミッション終了後に目視で分離できているか確認】
機体の正立	正立機構	着地後に機体の側面についているねじりばねを起動させ、横たわっている機体を立てて、側面についている展開後のねじりばねによって支える 【ミッション終了後に目視で立っているか確認】	

ドーム展開	軸伸展機構	引きばねと押しばねを正常に開放して、本体と膜展開機構を分離させる。 【ミッション終了後に目視で分離しているか確認】	軸と膜が正常に展開し、展開後の底面の一边の長さが目標値(78cm)に達する。 【ミッション終了後に底面の一边の長さを測定し、目標値に達しているか確認】
	膜展開機構	引きばねが解放されて縮んで、膜が展開し、膜が正しい向きで着地する。 【ミッション終了後に目視で展開しているか確認】	膜が展開し、展開後の底面の一边の長さが目標値(78cm)に達する。 【ミッション終了後に底面の一边の長さを測定し、目標値に達しているか確認】

ミッションアイテム	構成要素	ミニマムサクセス	フルサクセス	エクストラサクセス
ドーム展開	軸膜展開機構	少しでも展開動作ができる。 【ミッション終了後に目視で確認】	膜展開後に正しい姿勢(お椀を逆さにした態勢)になっている。 【ミッション終了後目視で確認】	フルサクセスを満たした状態でドームの底面の辺の長さの平均が68cm(95%の展開率)以上である。 【ミッション終了後に4つの辺の長さを計測し、平均を算出し、確認】

以上のフルサクセスが達成された状態とは、着地後に正立と展開シーケンスが全て自動的に完了し、CanSatサイズかの機体から直径1mのドーム構造が確実に形成され、機体から直径1mのドーム構造が確実に形成され、その様子が地上から明確に確認できた場合を指す。外部と隔離された内部空間を作り出したことを示す。

これは、小型機器によるドーム構造の展開手法を実証し、過酷な惑星環境における探査機や人の保護手段としての有効性を示したことになり、ミッションステートメントの達成を意味する。そしてエクストラサクセスが達成された状態とは十分な大きさの内部空間が作り出したことを示す。

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ある必要がある。
R2	CanSatはロケットから放出後、位置が特定できる必要がある。
R3	CanSatは規定の終端速度の範囲内で降下する必要がある。
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する必要がある。
R5	CanSatはロケット搭載時に無線の送波を停止する必要がある。ただし、許可された無線機は除く。
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る必要がある。
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する必要がある。
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ない必要がある。
R9	CanSatは制御されることなく着地する必要がある。

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	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必要がある。
M2	パラシュートがシーケンスを妨げないように分離する必要がある。
M3	CanSatがあらゆる着陸姿勢から指定の姿勢に移行する必要がある。
M4	ばねにより軸を伸展する必要がある。
M5	ばねにより膜を展開する必要がある。
M6	軸の伸展と膜の展開が連動し、正しくかつ確実に展開する必要がある。

第3章 システム試験項目の設定

第3.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験項目

番号	検証項目名	対応するシステム要求番号	実施予定日	実施/未実施
RV1	質量試験	R1	8/5～8/7 9/1	未済
RV2	機体の収納放出試験	R1	8/5～8/7 9/3	未済
RV3	通信距離試験	R2	8/2	未済
RV4	落下試験	R3	8/1	済
RV5	準静的荷重試験	R4	8/5～8/7 8/25	未済
RV6	振動試験	R4,R8	8/4～8/7 8/25	未済
RV7	分離(パラシュート開傘)衝撃試験	R4	8/4～8/7 9/3	未済
RV8	通信機電源 ON/OFF 試験	R5	8/48/28	未済
RV9	通信周波数変更試験	R6	8/28/28	未済
RV10	End-to-end 試験	R7	8/79/3	未済

本機体は飛行機構を有していないため、R9 に対する試験は実施しない。

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	実施/未実施
MV1	着地衝撃試験	M1	8/5～8/7 8/25	未済
MV2	パラシュート分離試験	M2	8/69/2	未済
MV3	CanSat 正立試験	M3	8/5～8/7 8/24	未済
MV4	軸伸展試験	M4	8/2～8/4 8/24	未済
MV5	膜展開試験	M5	8/2～8/4 8/24	未済
MV6	軸・膜同時展開試験	M6	8/2～8/4 9/3	未済

開発の進捗が遅れており、未だ大部分の試験が実施できていない。現在、試験実施のための調整を完了し、8月7日までに全試験を実施する見通しが立っている。

第4章 システム仕様

第4.1節 機体概観

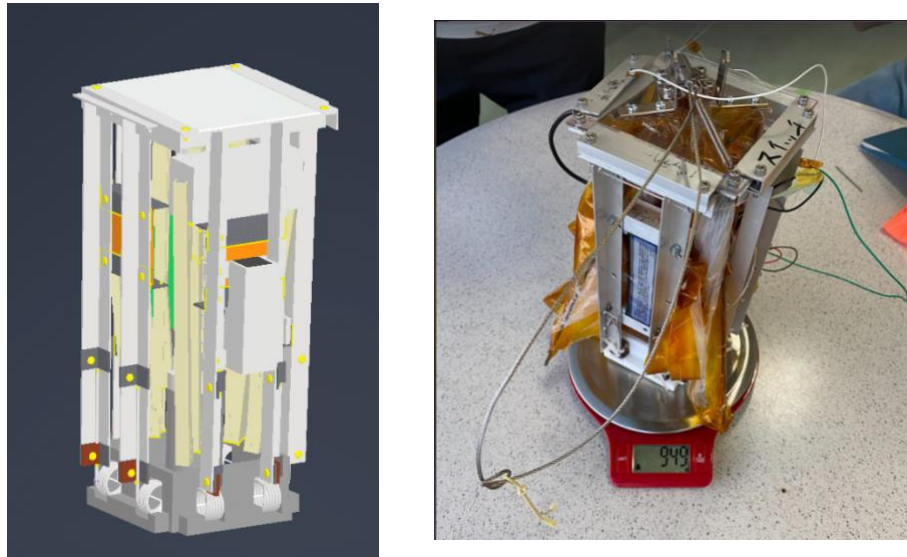


図 4.1.1 機体外観 初期状態

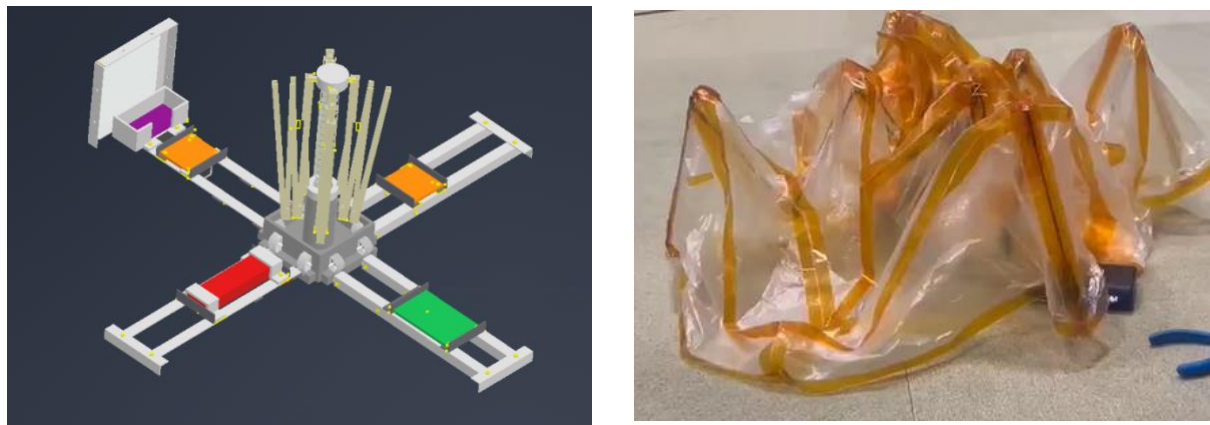


図 4.1.2 機体外観 正立機構展開時

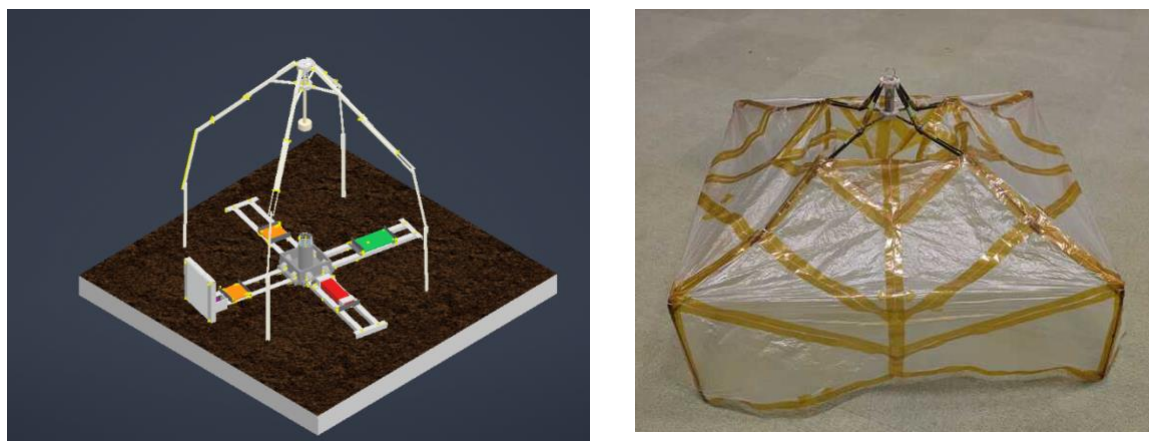


図 4. 1. 3. 機体外観 膜展開時

こちらは、本機体の主要コンポーネントである、軸伸展機構と膜展開機構を統合した状態の外観を示している。体積制限については、本 CanSat の機体の最大径は 136mm である。また、CanSat の高さは 240mm であり、そのうち上部 38mm は正立機構が本体の側面に骨組がそれぞれ 1 本ずつ突き出す構造であるが、空間的な余裕があるため、最大 30 mm 程度の厚みを持つパラシュートを収納可能と見込んでいる。これらを踏まえ、レギュレーションの外径 146mm、高さ 240mm に収めることのできる設計となっている。

なお、本図には正立機構や電装系をまだ反映しておらず、今後これらを追加した完成形を設計図に反映していく予定である。

表 5.1.1 に機体の質量および体積を示す。

表 5.1.1 機体の質量および体積

直径 [mm]	136 144
高さ [mm]	240
質量 [g]	1000 1038

質量制限については、以下の表 5.1.2 にまとめる。

表 5.1.2 各機構の目安量

パラシュート	400g 94g
電装	300g 273g
正立機構	400g 419g
軸膜展開	200g 252g
総計	1000g 1038g

以上に示す ~~50g~~12g のマージンから質量制限である 1050g に収めることのできる設計となっている。

第 4.2 節 機体機構

- パラシュート

パラシュートの形状は、制作の観点から正六角形で作成した。さらにパラシュートの定格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(スピンホール)を設ける。

スピンホールの大きさは、Utah State University の資料「Recovery Systems Parachutes 101」(https://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_6530_Web/New_Course/launch_design/Section3.5.pdf)によると、パラシュートの公称面積 S_0 、スピンホールの面積 S_v について以下のように設定することが一般的とされている。

$$\frac{S_0}{S_v} \sim 0.01$$

したがって、パラシュート外形の正六角形の一辺の長さをRと仮定すると、パラシュートの交渉面積は以下ようになる。ただし、以上に示すようにパラシュートの公称面積に占めるスピンホール面積が小さいことから、スピンホール面積は考慮していない。

$$S_0 = \frac{3\sqrt{3}}{2} R^2$$

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、スピン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、スピンホールの設計モデルとしては円形のモデルを採用する。よってスピンホールの半径をrと仮定すると、これらの比は以下のような値となる。

$$\zeta = \frac{r}{R} \sim 0.1$$

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ンホールが大きいことが示されている。よって0.1 < ζ < 0.2程度の範囲から、投下試験の結果に基づき、スピンホールの大きさを決定する。

次に、目標終端速度 5m/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、機体投下速度vを用いて以下のように記述される。

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

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にモデル化を行い、検討を進める。機体質量m = 1.05 kg、機体直径d = 0.14 m、正立機構を除いた機体長さも想定しているl = 0.21 mと設定する。したがって $\frac{l}{d} = 1.5$ であり、横向きに落下することから抗力係数は以下の値を用いることができる。

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

これらの値について線形保管し、以下の抗力係数を機体の抗力係数として用いる。

$$C_{D,v} = 0.63 + \frac{0.68 - 0.63}{2 - 1} \cdot (1.5 - 1) \approx 0.66$$

さらに、機体の公称面積は以下のように計算することができることから、

$$S_{0,v} = ld = 0.0294 \text{ m}^2$$

$$(C_D \cdot S_0)_v \approx 0.0194 \text{ m}^2$$

が得られることができる。

パラシュートの抗力係数は NAVAL WEAPONS CENTER CHINE LAKE の資料「Parachute Recovery System Design Manual, T.W.Knacke」(<https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA247666.pdf>)による円形モデルの抗力係数

$$0.75 < C_D < 0.90$$

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。

大気密度については UNITED STATES AIR FORCE の資料「U.S. STANDARD ATMOSPHERE, 1976」

(https://www.ngdc.noaa.gov/stp/space-weather/online-publications/miscellaneous/us-standard-atmosphere-1976/us-standard-atmosphere_st76-1562_noaa.pdf) からブロック砂漠の高度(1200 m程度)から $\rho = 1.0900 \text{ kg/m}^3$ を採用する。

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

から

$$S_{0,p} = \frac{\frac{2mg}{\rho v_{req}^2} - (C_D \cdot S_0)_v}{C_{D,p}} = 0.9811 \text{ m}^2$$

として必要なパラシュートの公称面積が得られる. ここから逆算すると,

$$R = \sqrt{\frac{2S_0}{3\sqrt{3}}} \approx 0.61 \text{ m}$$

となり, 今回のパラシュートではこの寸法を採用する.

先述する通りスピンホールは投下試験結果により判断するが, 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以下の図 4.2.1 に示す.

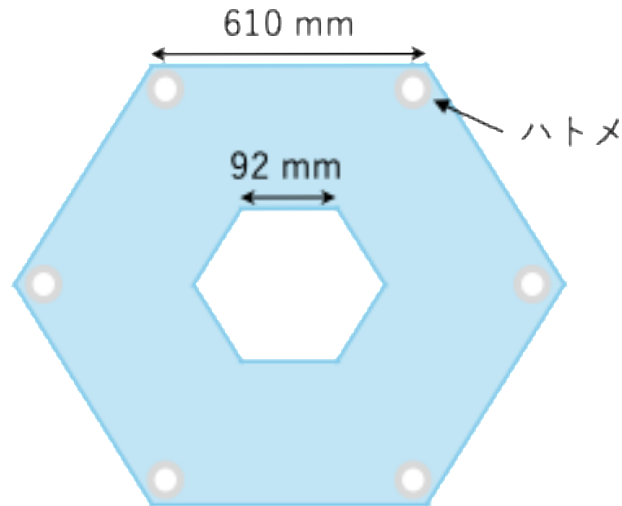


図 4.2.1 パラシュートの形

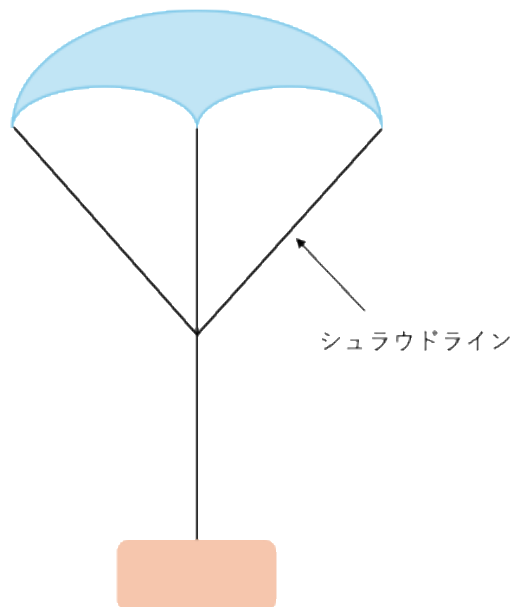


図 4.2.2 パラシュート外観

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 4mm のものを各頂点に配置した. さらに図 4.2.2 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. 長さについては Utah State University の資料「Recovery Systems : Parachutes 101」において, パラシュートの公称径

$$D_0 = \sqrt{\frac{4S_0}{\Pi}} = 1.12$$

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。

- 溶断機構

パラシュートの溶断機構については、以下の図 5.2.3 に示すように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。そしてテグスにより釣り合っていた引張ばねの復元力により円筒がパラシュートの紐から引き抜かれることで、図 5.2.4 に示すようにパラシュートを機体から分離する。

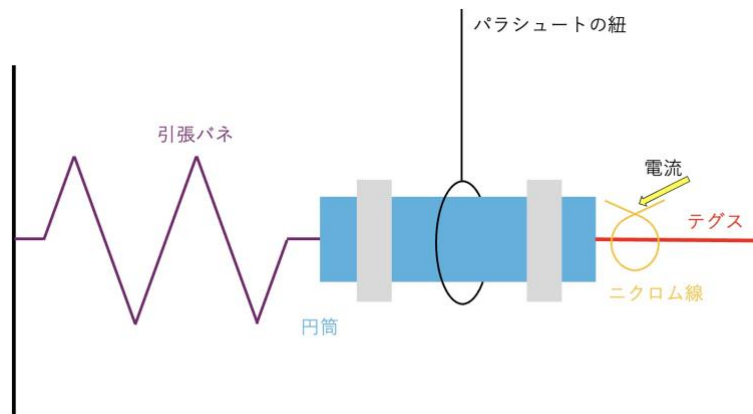


図 4.2.3 パラシュートの溶断機構(溶断前)

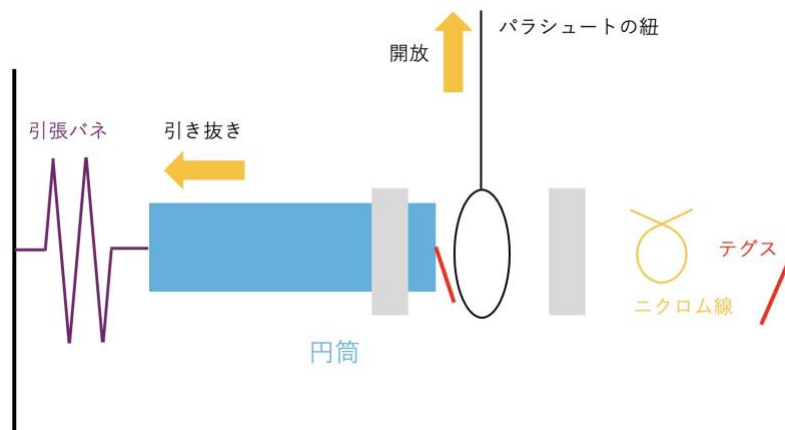


図 4.2.4 パラシュートの溶断機構(溶断後)

- 正立機構

今回のミッションのメインは CanSat からドーム状の膜を展開することであるが、その前段階として後述する膜展開機構が上を向くように機体の姿勢を制御しなければならない。この要求を満たす機構として、機体側面にねじりばねとそれに付随した壁を取り付け、それを開放する形で機体を正立させる機構を採用した。この機構に求められる仕様は以下の2つである。

- 1 落下時の衝撃により起こりうる外壁の変形・破損を防ぐ
- 2 機体がどの向きに着地しても正立できる外壁の形状

ねじりばねは底面と側面をつなぎ、底面の各辺に複数個つける。以下ねじりばねに必要なばね定数[Nm/deg]を求める。直方体部分の中心を重心としているが、妥当性は上記と同様である。図 4.2.5

のようにトルクで考える. 赤線はカバーであり, 側面で接地した状態である.

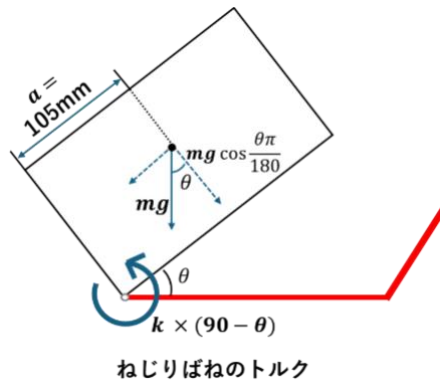


図 4.2.5 展開時の発生トルク

剛体の回転の運動方程式を用いて θ が 90° に到達するようばね定数 $k[\text{Nmm/deg}]$ を見つけた. 運動方程式はこのようにかける.

$$I\ddot{\theta} = k(90 - \theta) - a \times mg \cos \frac{\theta\pi}{180}$$

ここで, 慣性モーメント I は質量分布が一定と仮定し計算した. MATHLAB の ode45 を用いて数値積分を行い, θ が 90° を超えた最小の k を求めたところ,

$$k = 15.5556$$

との解を得た.

1つの辺での複数のねじりばねによる総合のばね定数が 15.6Nmm/deg を超えれば正立することができる.

実際には, 1つの面に対してばね定数 9.02Nmm/deg のねじりばねを2つ用意することで, どの側面で着地していてもねじりばねの開放により機体を正立させることができる. これは実際に使用するねじりばねによりダミーマス(水 1kg)を正立させた実験の映像である.

<https://youtu.be/5Y5W3sTLEkY?feature=shared>

また, 逆さまに落ちた際には重心と接地点の位置関係により必ず横向きに倒れるように, 壁面の長さに差をつける.

そして, 過度な変形や破損が起こらないかを確認するために, Inventor を利用した衝撃荷重シミュレーションを行った.

シミュレーション方法としては以下である.

1. 機体全体をばねとしてとらえて, 弾性定数を求める.
適当な荷重/変位 = 弾性定数 k
2. 終端速度における運動量を, 機体が着地してから最も収縮する瞬間までを $\Delta t(=\pi/2*\sqrt{m/k})$ で割り, 静荷重 F に置き換える.
3. 置き換えた静荷重 F を inventor 上で加えて, かかる応力を見る.

- 膜展開機構① 軸を飛ばす機構&軸と骨組の接続部の機構

今回のミッションでは CanSat の高さよりも高いドームを設置することが目標である. 重量や大きさに制限があるため, 軸を飛ばすことによりこの要求を満たす機構を採用した. この機構に求められる仕様は以下の3つである.

- 3 膜と骨組がついている軸を上方に飛ばす。
- 4 膜のついた骨組を展開させる。
- 5 ①と②を同時に行う。

軽量なおかつ簡単な動作でこれらを満たすためにばねを用いることにした。この機構の外観は図 4.2.6 である。

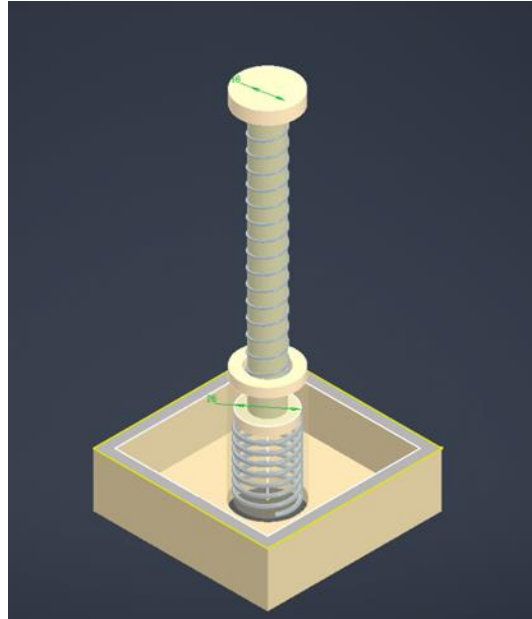


図 4.2.6 機構外観

以下、3つの仕様についてそれぞれ説明する。

① 軸を上方に飛ばす機構

おもちゃの「黒ひげ危機一髪」に用いられている機構をモデルにした。まず本体と飛ばす軸の間にばねを押し込んだ状態で置く。そして本体と軸の境界をひもで固定させた状態にしておき、ひもを溶断することで押し込まれたばねが解放され、軸が上に飛ぶ仕組みである。シーケンスは図 4.2.7～図 4.2.9 である。

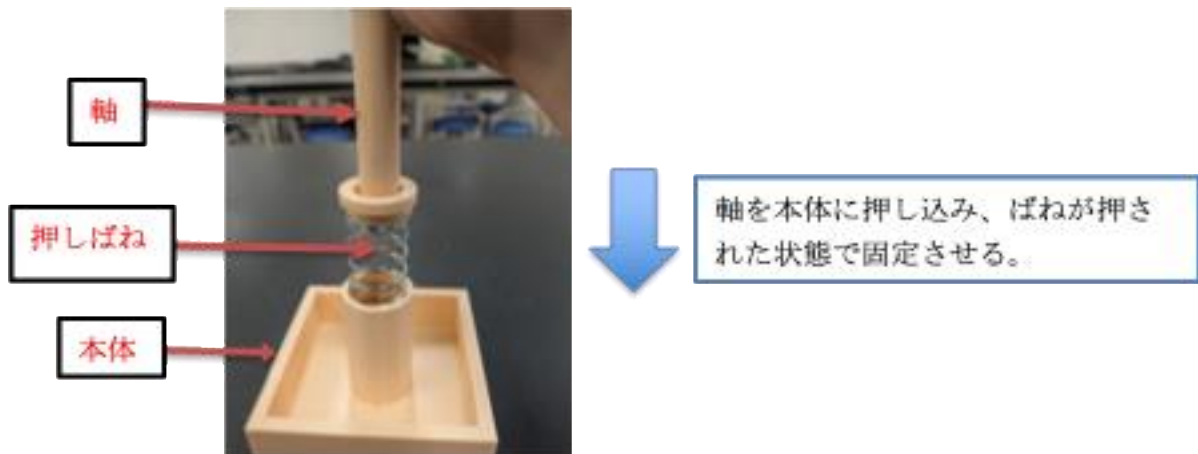
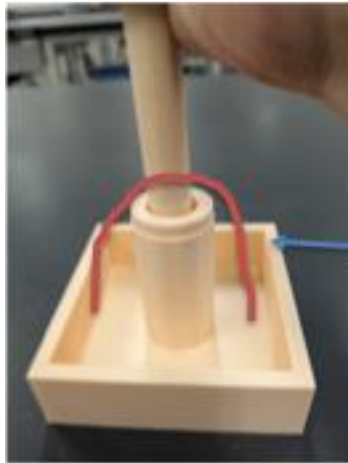


図 4.4.7 軸と本体の接合の写真(ばねを押し込む前の状態)



このようにひもで固定する。

図 4.2.8 軸と本体の接合の写真(ばねを押し込んだ後の状態)

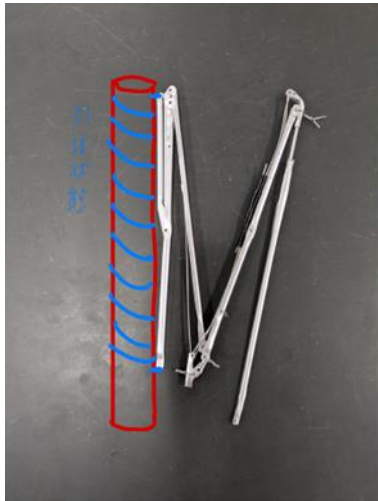


ひもが溶断さればねが解放されることにより、軸が上に飛ぶ。

図 4.2.9 軸と本体の接続の写真(ばねを解放した直後の写真)

② 骨組みを展開させる機構

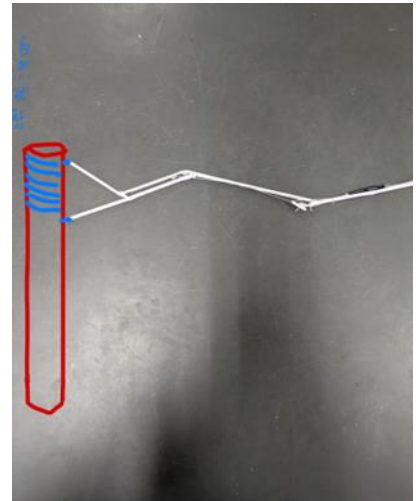
「ジャンプ傘」に用いられている機構をモデルにした。軸中を移動できる円盤を用意し、軸の天井と円盤の間にばねを入れる。そのばねを引張状態で固定し、ばねが自然長に戻る過程で骨組みを展開する仕組みである。骨組は軸の天井と移動円盤に取り付けられていて、軸の天井と移動円盤の距離によって骨組の間隔が変化する。軸と骨組の連動に関するシーケンスは図 4.4.5、軸中のばねの伸び縮みのシーケンスは、図 4.2.10～図 4.2.13 である。



<骨組展開前>

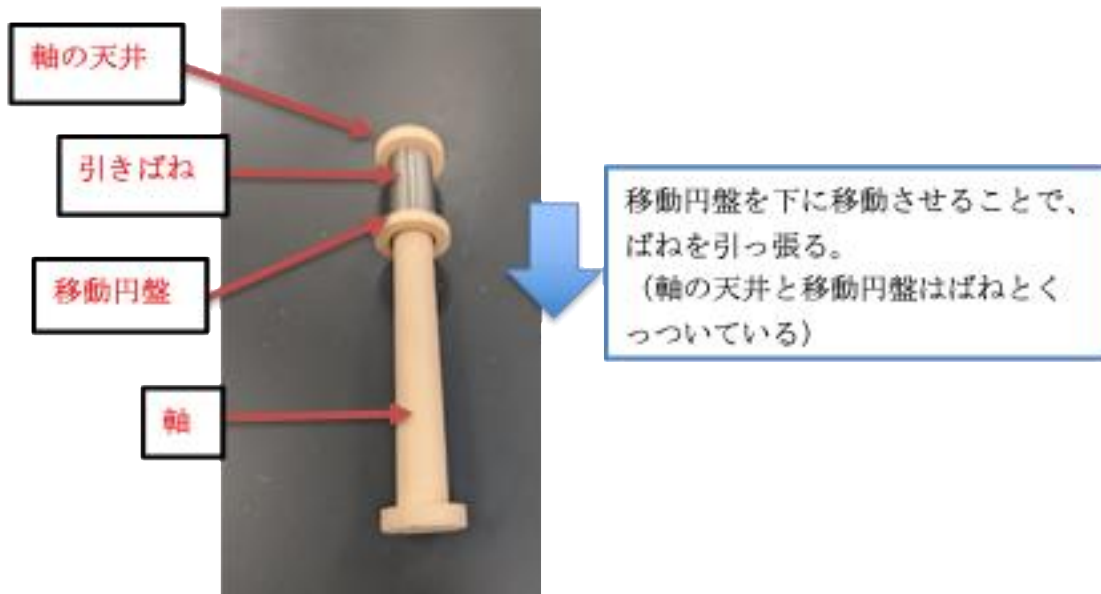


ばねを引張状態から自然長にもどし、骨組み同士の間隔を縮めることで骨組みを展開する。



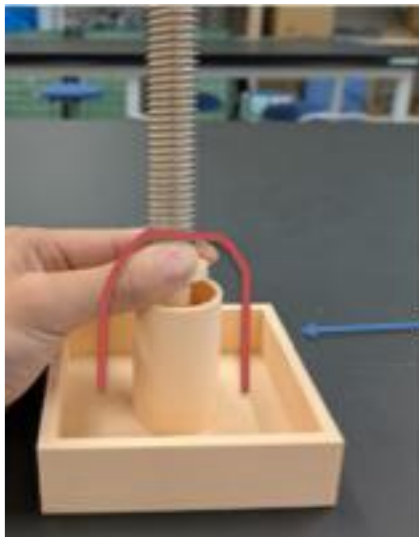
<骨組展開後>

図 4.2.10 軸と骨組の連動



移動円盤を下に移動させることで、ばねを引っ張る。
(軸の天井と移動円盤はばねとくっついている)

図 4.2.11 軸に取り付けられたバネと移動円盤の写真(ばねを引張前の状態)



このようにひもで固定する。

図 4.2.12 軸に取り付けられたばねと移動円盤の写真(ばねを引っ張った状態)



ひもが溶断さればねが解放されることにより、移動円盤と軸の天井の距離が縮まる。それにより骨組み同士の間隔も縮まる。

図 4.2.13 軸に取り付けられたばねと移動円盤の写真(ばねを解放した状態)

③ 2つのばねを同時に解放する機構

- ① と②で、ばねを固定するひもの場所は同じである。よって、図 4.2.14 のように 1 回のひもの溶断で 2 つのばねを同時に解放することができる。

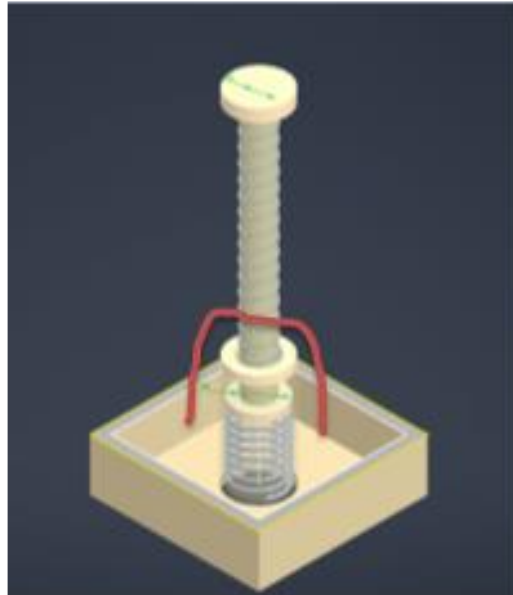


図 4.2.14 ばねを固定する紐の位置

最後に, 現在使用を考えているばね (圧縮状態及び引張状態) の寸法図 4.2.15, 図 4.2.16 に示す.

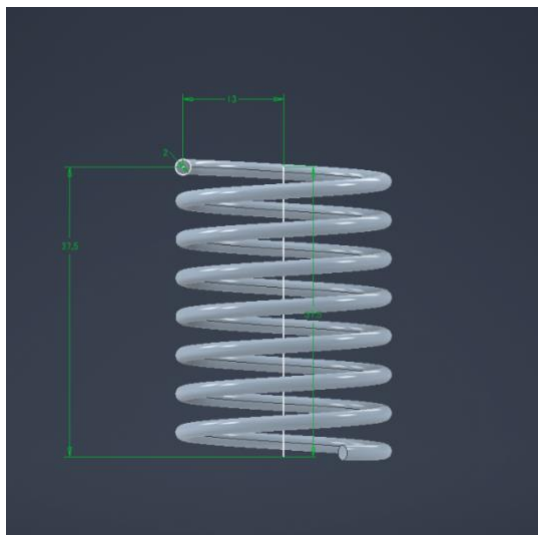


図 4.2.15 押しばね(圧縮状態)

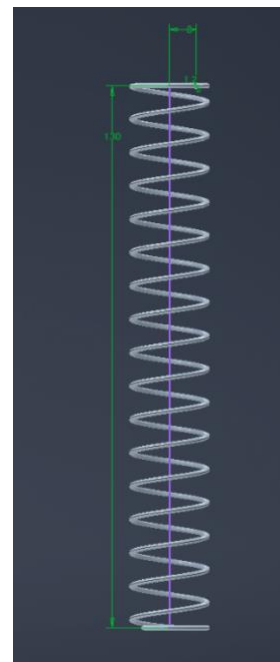


図 4.2.16 引きばね(引張状態)

- 膜展開機構②

- (i) 膜について

今回はドームを展開することが実証内容であり, ドームを使って何かすることは想定していないため, 膜に強度は求めていない. そのため, 折り畳み傘と同様のポリエステル^①の生地を使用する. **そのため, 軽さを重視して厚さ 0.014mm のポリエチレンを使う.** また, 生地に折り畳み傘と同様の折り目をつけ, 収納時, 折り畳み傘と同様の折り方で膜を畳む. しかし, 折り畳み傘では巻き付ける部分を, **巻き付けず正立機構で使用する壁で押さえつける.** 図 4.2.17 のようにカプトンテープを貼って折り目で膜が折れやすいようにした. **膜を**

折り目に沿って折ったものを図 4.2.18 に示す。



図 4.2.17 カプトンテープで折り目をつけた膜



図 4.2.18 折りたたんだ膜

(ii)骨組について



図 4.2.17~~19~~ 骨組(収納時)

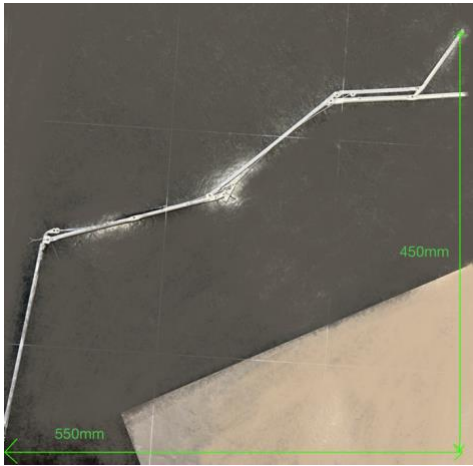


図 4.2.18 20 骨組(展開時)

骨組の収納時と展開時の様子を図 4.2.17 19 と図 4.2.18 20 に示す。材質はアルミである。

(iii)膜展開について

骨組みに膜をつけたものを図 4.2.19 21(収納時), 図 4.2.20 22(展開時)に示す。ただし、写真の膜は仮のものであり、収納時の写真ではまだ膜に折り目が付いておらず、綺麗に畳まれていない。実際は膜に折り目を付け、折り畳み傘と同様の畳み方がなされる。



図 4.2.19 膜+骨組収納時



図 4.2.21 膜+骨組み収納時



図 4.2.20 膜+骨組み展開時

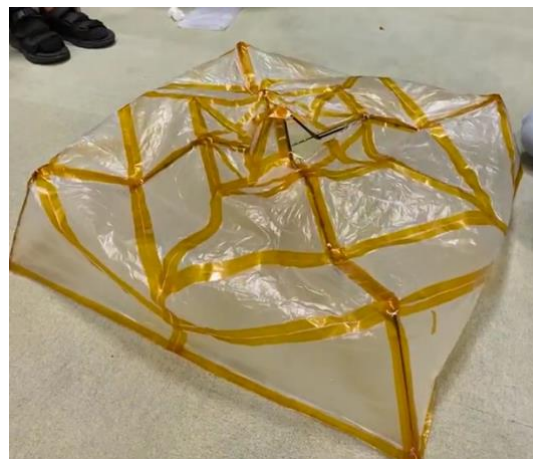


図 4.2.22 膜+骨組み展開時

第 4.3 節 搭載機器

- 搭載しているセンサ, アクチュエータ
 搭載している各コンポーネントの詳細を表 4.3.1 に示す. 各コンポーネントは, ミッションの完遂を最優先としつつ, 機体ロスト防止や運用上の信頼性を確保する観点から選定を行った.

表 4.3.1 搭載しているコンポーネント

コンポーネント名	詳細
電源系	
バッテリー (silver fox airsoft)	7.4V, 1500mAh2000mAh 電源を供給するリチウムポリマー電池
バッテリー (GoldenPower)	4.5V の電源を供給する単三電池
DCDC 降圧モジュール (NJM2396F05)	7.4V のバッテリー電源を 5V に降圧する.
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	7.4V 系のバッテリーからの電力をスイッチする回路. 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.
CDH	
ラズパイ zero2W (UD-RP4B)	CanSat の制御プログラムを動作させるマイコンボード 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.
センサ系	
気圧センサ (AE-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)	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. また, 走行制御にも用いる.

microSD (EXCERIA)	ログデータの保存に用いる。主にセンサーの計測値と制御履歴を保存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 (MU-4-429) (アンテナ:ANT-400-TS)	地上局との通信に用いる。主に、GPS 位置情報、気圧高度、シーケンス状態のダウンリンクを行う。429MHz 帯のプロトコルにて無線通信を行い 429.2500~429.7375 MHz から最大 40 チャンネルを選択できる。
姿勢制御系	
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 着地後に正姿勢に移行する

● システムダイアグラム

電装系のシステムを図 4.3.1 のシステムダイアグラムで示す。

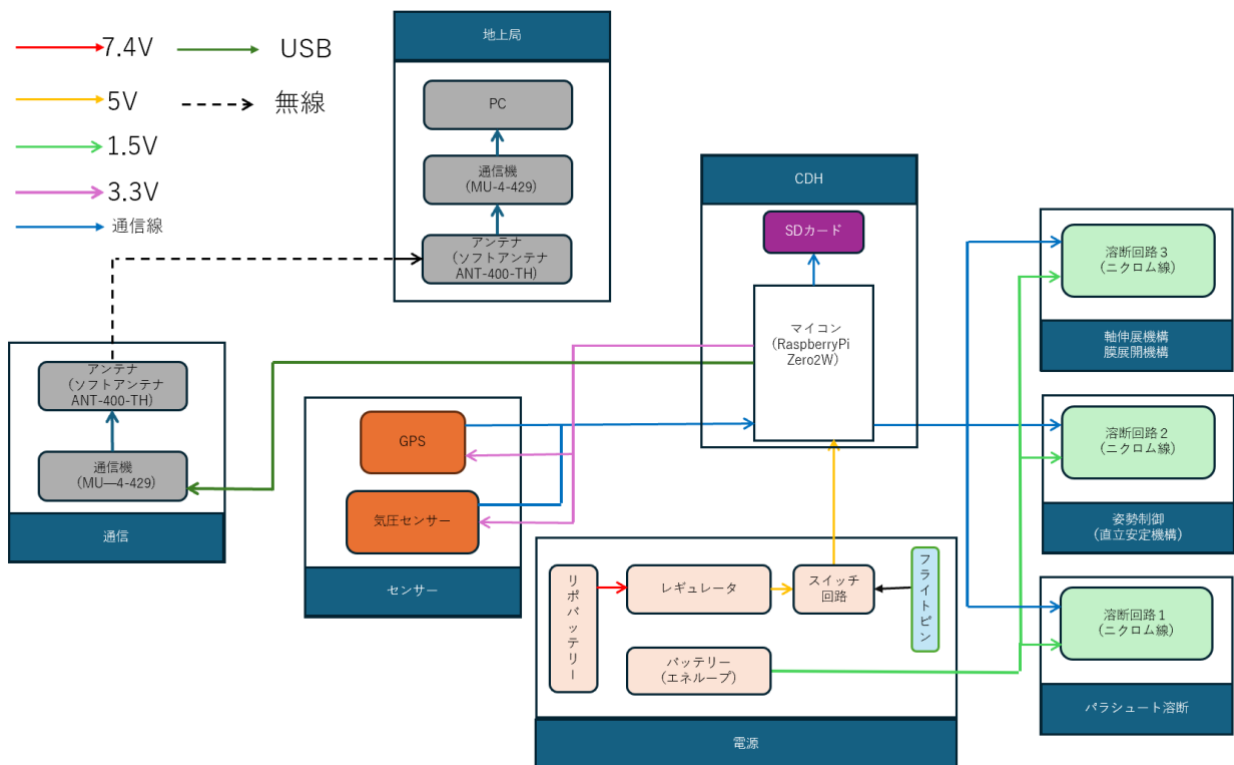


図 4.3.1 システムダイアグラム

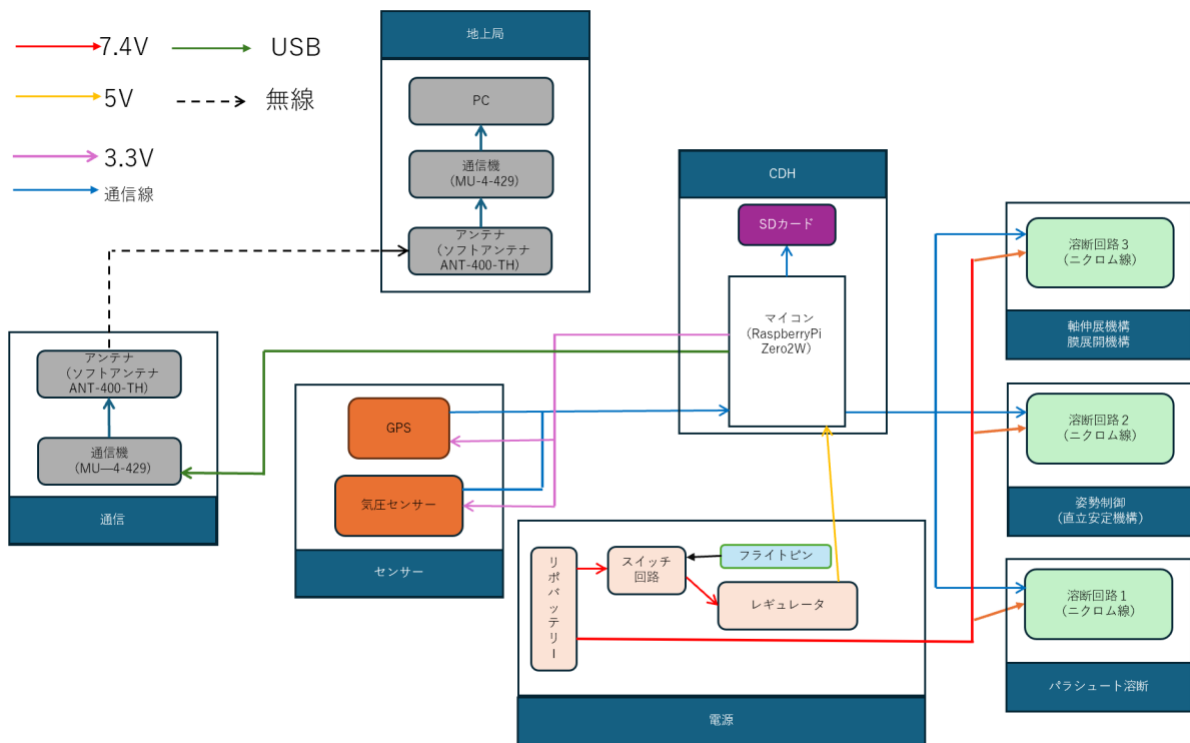


図 4.3.1 システムダイアグラム

本システムダイアグラムは、機体に搭載する各コンポーネントとそれらの接続関係を示したものである。制御システムは Raspberry Pi Zero 2 W を中心に構成され、センサデータの取得・記録およびアクチュエータ制御を統括している。

電源システムは LiPo バッテリーから各機器に安定した電力を供給し、通信システムは MU-4 無線モジュールを用いて地上局とのリンクを確保する。

本構成は、ミッション遂行と機体ロスト防止の両立を目的として設計されたものである。

・搭載している基板

システムダイアグラムを基に作成したメイン基板、フライトピン基板を図 4.3.8, 図 4.3.9 に示す。

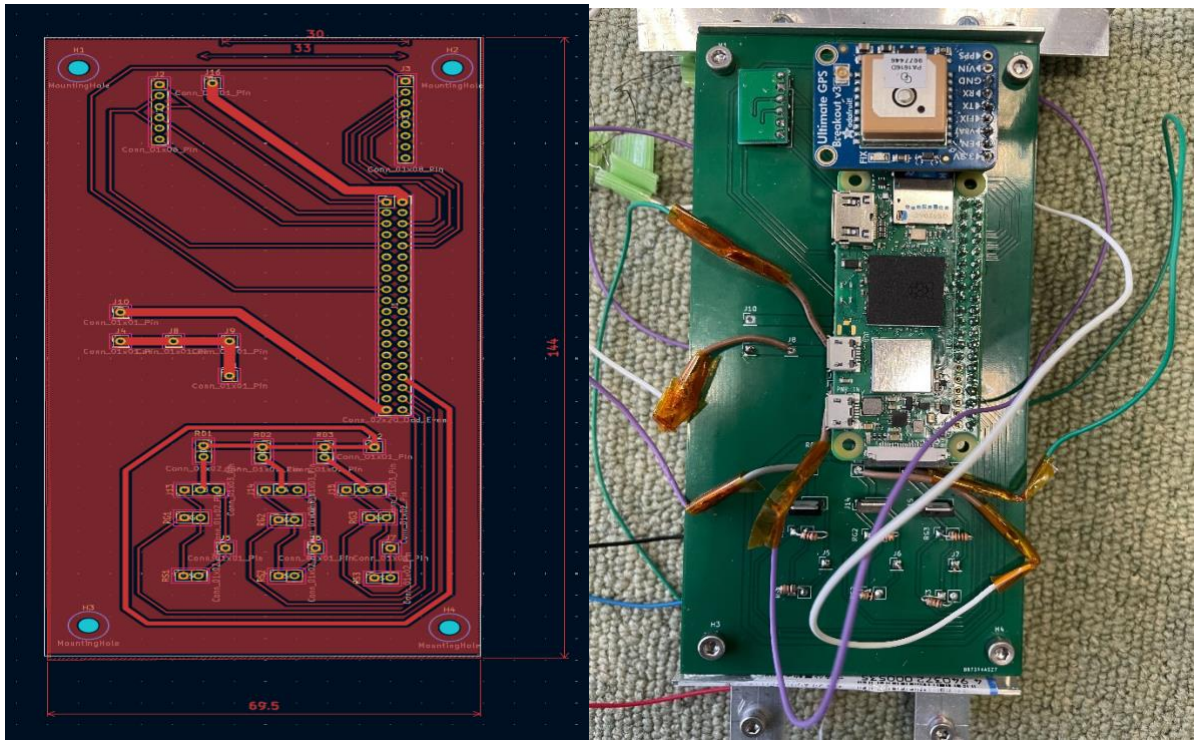


図 4.3.8 メイン基板

メイン基板の下側が熔断回路 1, 2, 3 になっており、気圧センサと GPS はメイン基板の上側に取り付け、通信機はラズパイゼロ 2 w と USB ケーブルでつなげる。

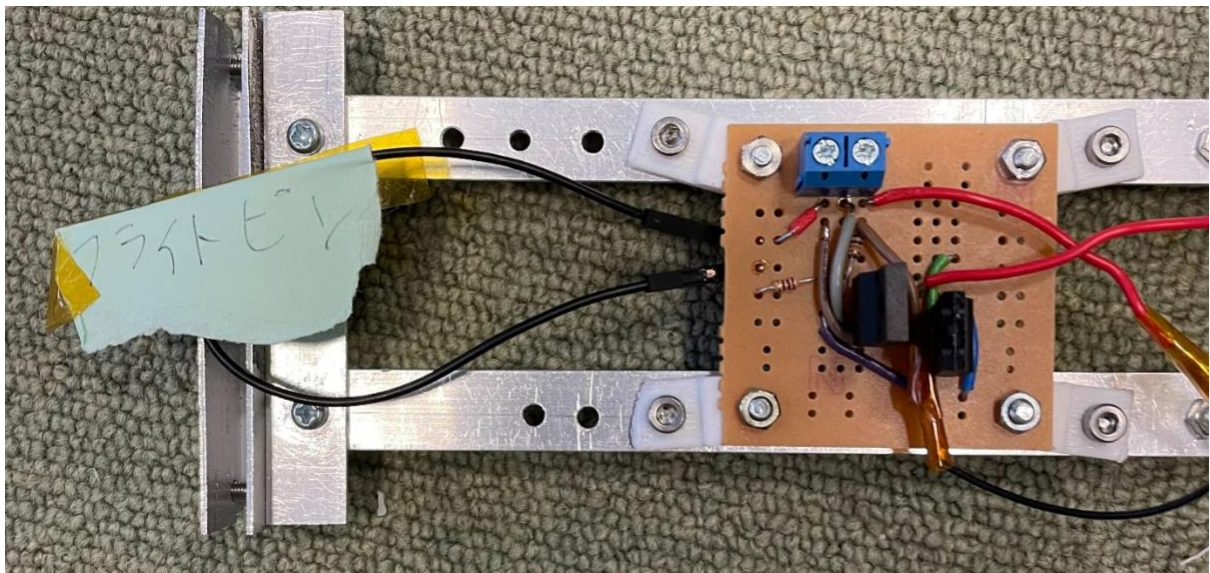


図 4.3.9 スイッチ回路基板

フライトピンが抜けるとレギュレータを通してラズパイゼロ 2 w に給電されるようになっている。

- ・フローチャート

本機の全体フローチャートを図 4.3.2 に示す。また、メインスレッド、GPS スレッド、パラシュート分離、正立、軸伸展・膜展開のそれぞれのフローチャートを図 4.3.3～4.3.7 に示す。

本機はパラシュートに結び付けられているフライトピンが抜けることによりマイコンに電力供給がされるようになっており、落下検知はそこから 20 分計ることにより行い、溶断回路にはナイロン系でできた繊維をニクロム線で溶かすことにより稼働させる。

また、ドームを展開する都合上邪魔なパラシュートはパラシュート分離を確実に成し遂げるために分離後 1 時間は待つことにする。

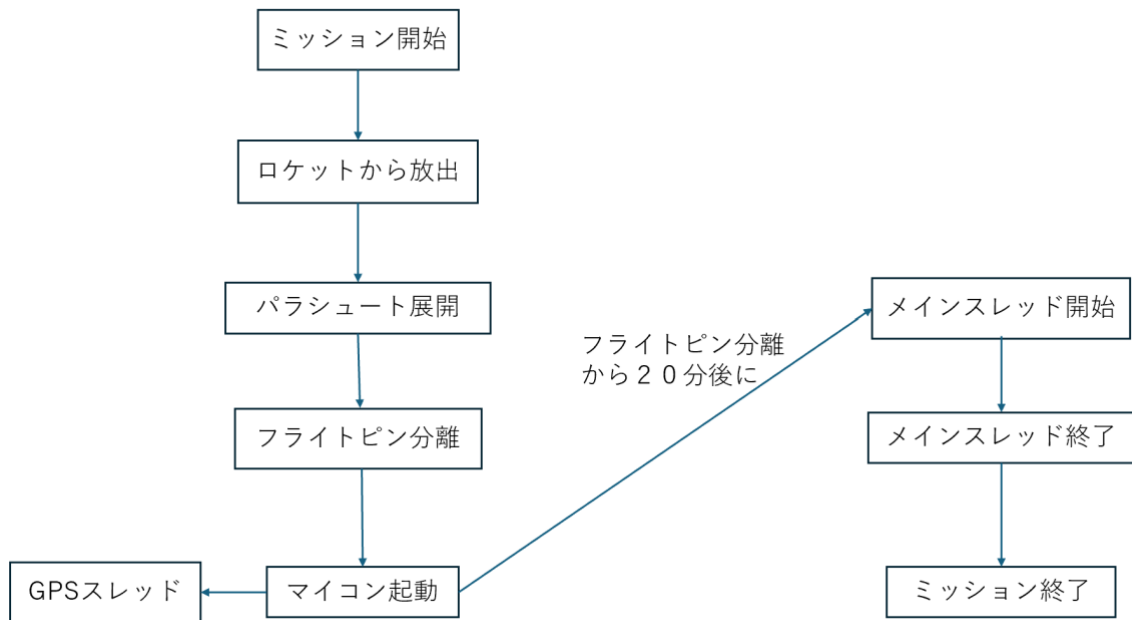


図 4.3.2 全体フローチャート

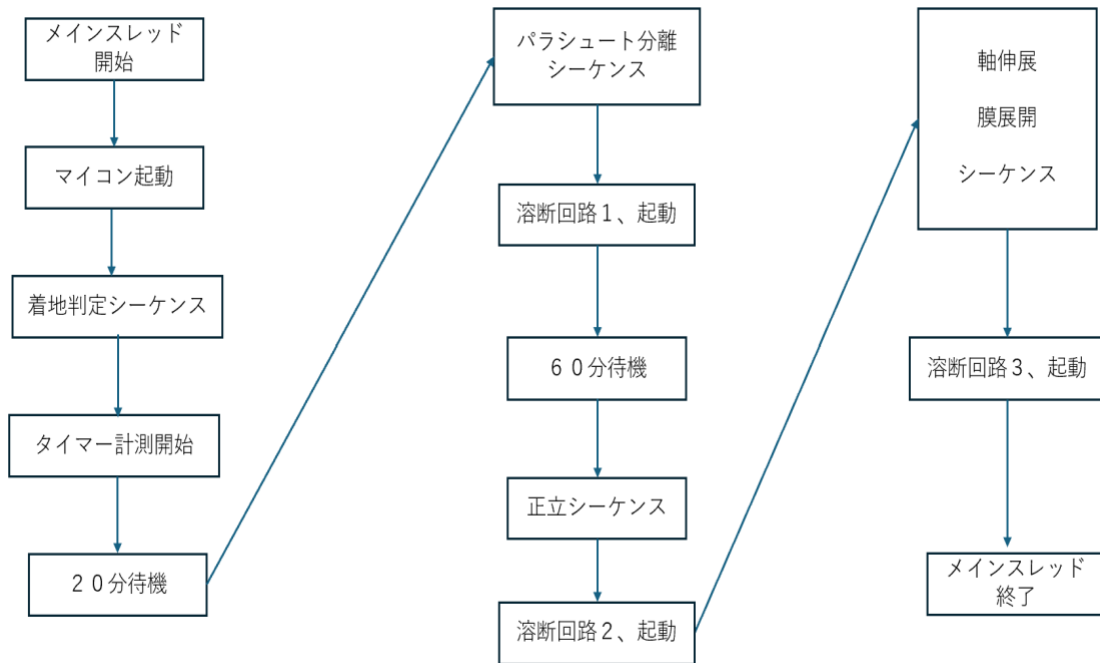


図 4.3.3 メインスレッドフローチャート

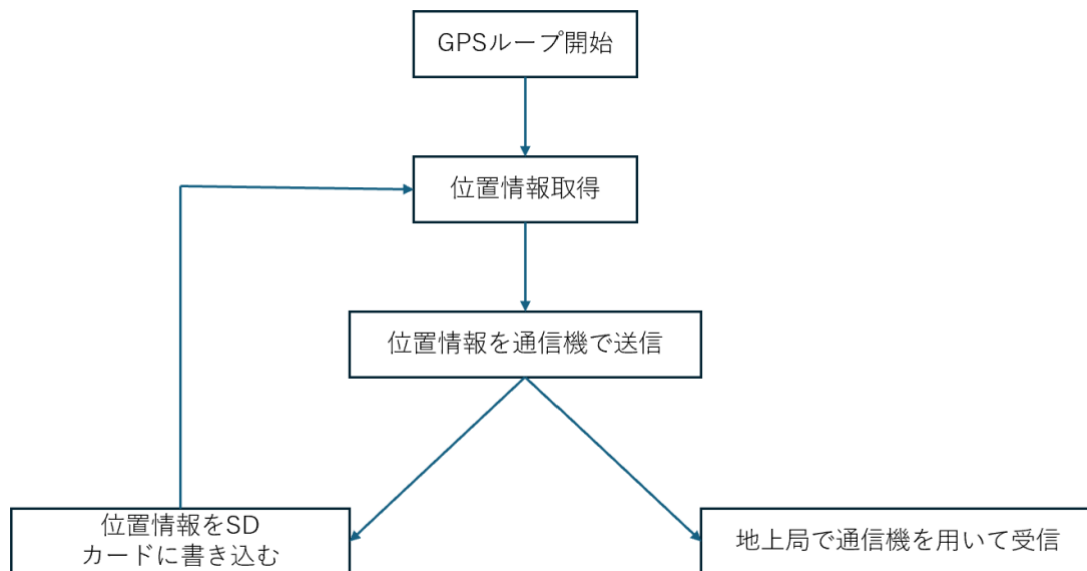


図 4.3.4 GPS スレッドフローチャート

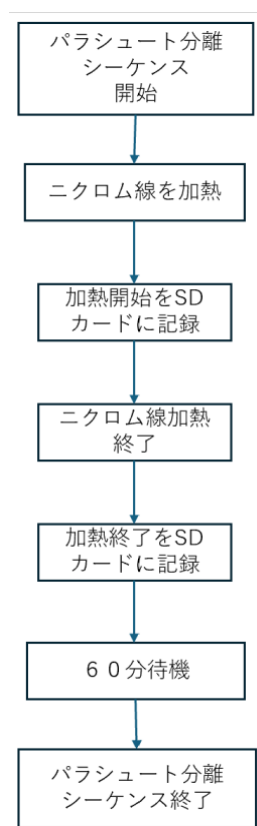


図 4.3.5 パラシュート分離フローチャート

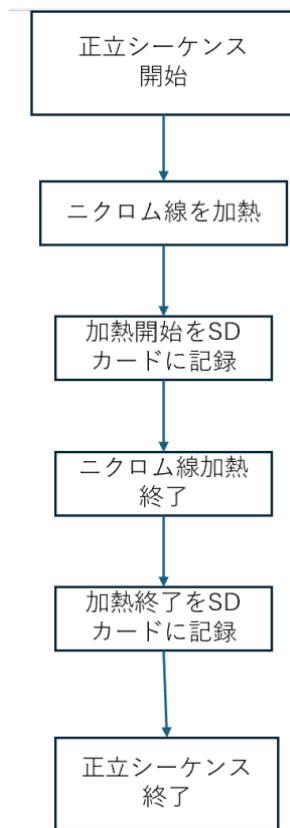


図 4.3.6 正立フローチャート

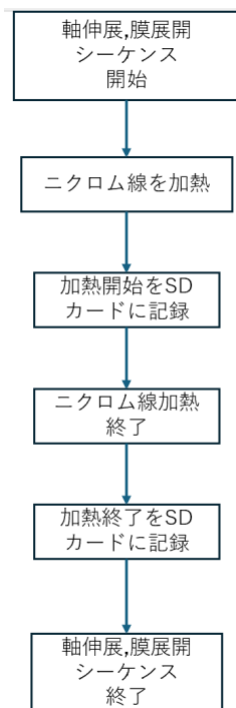


図 4.3.7 軸伸展・膜展開フローチャート

第5章 システム試験

第5.1節 レギュレーションを満たすためのシステム試験

(RV1) 質量試験

- 目的
 - ◇ CanSat が規定の質量以内であることを確認する
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年9月1日
- 試験・解析内容
 - ◇ 全モジュールを組み込んだ状態で量りで計量測定し, 1050g 以下であることを確認する.
- 試験結果
 - ◇ 質量は 1038g であった. 質量を測定した様子を図 5.1.1 に示す.



図 5.1.1 CanSat の質量測定結果

以上の通り 1038g 以下であることが確認できた.

(RV2) 機体の収納放出試験

- 目的
 - ◇ CanSat が規定のサイズ以内であることを確認する.
本試験での確認要項としては, 以下のとおりである.
 - 1. CanSat 規定サイズである高さ 240 mm, 直径 146 mm の円筒形状に収まることを確認する.
 - 2. 自重でキャリアから放出できることを確認する.
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年9月3日
- 試験/解析方法

1. 高さ 240 mm, 直径 146 mm の円筒形状の物体を用意し, 作製した CanSat がその中に収納できることを確認する.
2. 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.

試験に使用したキャリアを図 5.1.2 に示す.

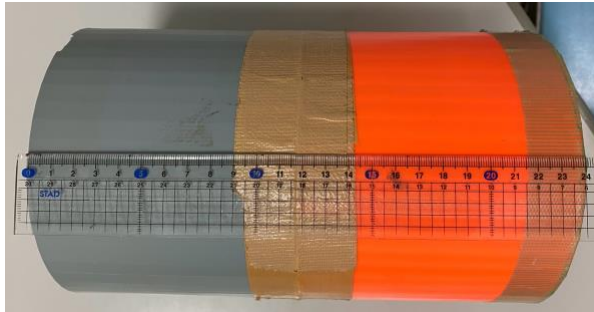


図 5.1.2(a) キャリア外観

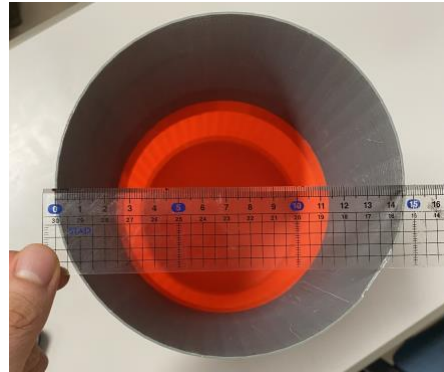


図 5.1.2(b) キャリア外観

- 試験結果

- ◇ 図 5.1.3 に CanSat をキャリアに搭載した状態, URL に放出時の動画を示す.

<https://youtube.com/shorts/gX4JngsA-NY?si=DklO4LMlxehrsnv>



図 5.1.3 CanSat をキャリアに搭載した状態

以上の通り, CanSat が所定の容積の基準を満たしており, 自重でキャリアから放出されることが確認できた.

- (RV3) 通信距離試験

- 目的

- ◇ CanSat のロスト防止のため, CanSat に搭載した無線機によって CanSat の GPS 位置情報を地上局へ送信し, 表示することで捜索することを可能にする.

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.

- 試験実施場所
 - ◇ 多摩川丸子橋
- 試験日時
 - ◇ 8月2日 18:00～20:30
- 試験・解析内容
 1. 移動局と地上局の無線通信リンクを適切に設定する.
 2. 地上局を多摩川河川敷に設置する.
 3. 移動局と地上局を同じ場所に設置し, 移動局の GPS 位置情報を記録する. 44010 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.
 4. 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
 - ◇ 無線通信によって得られた地上局の座標と移動局移動前の座標, 移動局がロストする直前の座標, それぞれの座標の地上局との距離を表 5.1.1 に示す.

表 5.1.1 各座標と地上局との距離

	緯度	経度	地上局との距離
地上局	35.579427N	139.668788E	
移動前	35.581972N	139.671909E	399.637m
ロスト直前	35.571010N	139.676642E	1174.150m

以上の結果より, ロストへの対策として十分な無線通信距離を確保し, レギュレーションに準拠している事が確認できた.

(RV4) 落下試験

- 目的
 - ◇ CanSat が規定の終端速度の範囲内で降下することを確認する.

試験での確認要件として, 以下の項目を対象とする.

 1. パラシュートが正常に展開することを確認する.
 2. パラシュートによって機体の落下速度が終端速度に達することを確認する.
 3. 落下速度が 4～6m/s 以内になることを確認する.
 4. 降下により, パラシュートに破損が発生しないことを確認する.
 5. (横風が吹いている場合)落下位置がどれくらいずれるかを確認する.
- 試験実施場所
 - ◇ 多摩川丸子橋
- 試験日時
 - ◇ 8月1日(金) 午前 6:00～9:00
- 試験参加者
 - ◇ 峰, 笠井
- 試験/解析方法

- ◇ パラシュートに、機体質量 1kg のダミーマスを吊るし、高所から落下させる。ビデオカメラで落下の様子を撮影し、落下速度を計算する。終端速度が 4~6 m/s 以下であることを確認する。



図 5-1 5.1.4 使用したダミーマスとパラシュート

<試験手順>

1. 機体を模擬したダミーマスにパラシュートを取り付け、パラシュートを折り畳んだ状態で投下して開傘することを確認する(2回実施する)。
 2. 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(5回実施する)。
- 試験結果
 - ◇ 手順 1 の開傘チェックについて、試験の様子の動画及び開傘の成功可否を表 5-1 5.1.2 に示す。いずれも問題なくパラシュートが展開できていることが確認できた。

表 5-1 5.1.2 展開確認試験結果

	展開	試験動画
1 回目	成功	https://youtube.com/shorts/_IUffGjKcpl?feature=shared
2 回目	成功	https://youtu.be/kQKh9-IL98M?feature=shared

- ◇ 手順 2 の終端速度の測定について、試験の動画と結果を表 5-2 5.1.3 に示す。

表 5-2 5.1.3 終端速度試験結果

	終端速度[m/s]	試験動画
1 回目	4.17	https://youtu.be/B4Dk8-OD4eo?feature=shared
2 回目	4.76	https://youtu.be/aY_40gWX_bg?feature=shared
3 回目	5.12	https://youtu.be/3PCJmaDrrAk?feature=shared
4 回目	4.20	https://youtu.be/freXXbZkMqk?feature=shared
5 回目	5.00	https://youtube.com/shorts/Yz4gXtkwXOk?feature=shared

5 回の平均終端速度は、4.65 m/s であった。終端速度が 4~6 m/s となり、機体にとって安全に着地できる落下速度となることを確認できた。

(RV5) 準静的荷重試験

- 目的
 - ◇ 打ち上げ時の準静的荷重に対して、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を確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年8月25日
- 試験/解析内容
 1. CanSat を振動試験機に入れ、20Hz で 10 秒間加振する
 2. CanSat を容器から取り出し、CanSat に破損がないか外観を確認する。
 3. 機能確認用プログラム機能の確認を行う。
- 試験結果
 - ◇ 試験の様子を下記 url の動画により示す。
<https://youtu.be/viY2yrxwqLY?feature=shared>

試験結果より、本機体が想定される静的荷重に対して耐えうることが可能であり、レギュレーションを充足することが確認された。

(RV6) 振動試験

- 目的
 - ◇ 打ち上げ時の振動荷重に対して、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を確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年8月25日
- 試験/解析内容
 1. 加振前の CanSat の外観検査を行い、機体構造に異常がないことを確認する。CanSat を振動試験機に取り付ける。取付は 5 点でねじ止めた。
 2. 30~~~500~~2000 Hz にかけてスイープ加振により CanSat の固有振動数を確認する(モーダルサーベイ試験)。
 3. 確認した固有振動数にて 15 G で 60 秒の加振を実施。
 4. 加振前後で CanSat の固有振動数に大きな変化がないことを確かめるため、もう一度モーダルサーベイ試験を実施する。
 5. 固有振動数に大きな変化がないことを確認した後、試験機から CanSat を取り出す。
 6. もう一度外観検査を実施し、機体構造に異常がないことを確認する。機能確認プログラムを実行し、電気的機能が損なわれていないことを確認する。
- 試験結果
 - 試験実施の動画は以下に示す
https://youtu.be/y6JAbVH6b_s?feature=shared
0:00 外観検査(試験 1)
0:56 モーダルサーベイ試験(試験 2)

3:12 CanSat の固有振動数にて 15G で 60 秒加振(試験 3)

5:05 モーダルサーベイ試験 2 回目(試験 4)

7:10 外観検査(試験 6)

それぞれの試験の様子は下記 url の動画により示す

- 試験 2:CanSat のモーダルサーベイ試験の様子

https://youtu.be/cncdyRrQDuo?si=_io_wN2yWEXV1FUD

この試験で CanSat の固有振動数が 245Hz であることが確認できた。

- 試験 3:固有振動数での 60 秒間の加振の様子

<https://youtu.be/wkEaL-ERnM8?si=I9Dyt-Lqu-OG32J4>

245Hz での 15G での 60 秒での加振に耐えられることが確認できた。

- 試験 4:加振後のモーダルサーベイ試験の様子

https://youtu.be/Sa_uE3y0EII?feature=shared

再度のモーダルサーベイ試験により CanSat の固有振動数が試験 3 後も 245Hz と変化しないことが確認できた。

試験後に着地後に着地判定以降の動作確認を行い、機体や電氣的機能が損なわれていないことが確認できた。

試験結果より、本機体が想定される振動に対して耐えうるということが可能であり、レギュレーションを充足することが確認された。

(RV7) 分離(パラシュート開傘)衝撃試験

- 目的
 - ◇ ロケット分離時(パラシュート開傘時)の衝撃荷重に対して、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を確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025 年 9 月 3 日
- 試験/解析内容
 - ◇ 本試験ではロケット分離時の衝撃荷重に加えて開傘の衝撃荷重に対して、パラシュートと機体本体の 2 種類について、それぞれ試験系を分けて機能进行评估する。

<試験 1-パラシュートの開傘衝撃試験>

- * 目的
 - パラシュートおよびシュラウド部分、ロープ締結部に 50G の衝撃加速度を与える。
- * 試験器具
 - ダミーマス(1kg)
 - パラシュート
 - 加速度センサ(ADXL375)
- * 試験手順

1. パラシュートの外観を目視で確認し, 欠陥がないこと, 紐がしっかりと結ばれていることを確認する.
2. パラシュートの紐にダミーマスを取り付け, さらに加速度センサを取り付ける. これらが開傘衝撃で取れないようにしっかりと固定する.
3. 合計長さ 2.5m の紐を取り付けたパラシュートを手で持ち試験対象を投下する.
4. 投下した試験対象を引き上げ, 測定した加速度を読み取り, 50 G 程度の加速度が出て来ることを確認する.
5. 外観の破損がないかを確認する.

* **試験結果**

試験の様子を下記 URL の動画により示す.

<https://youtube.com/shorts/Xgo77x-V7z0?si=HZ3ARpOD3Unv09sW>

また、測定した加速度は図 5.1.5 である。

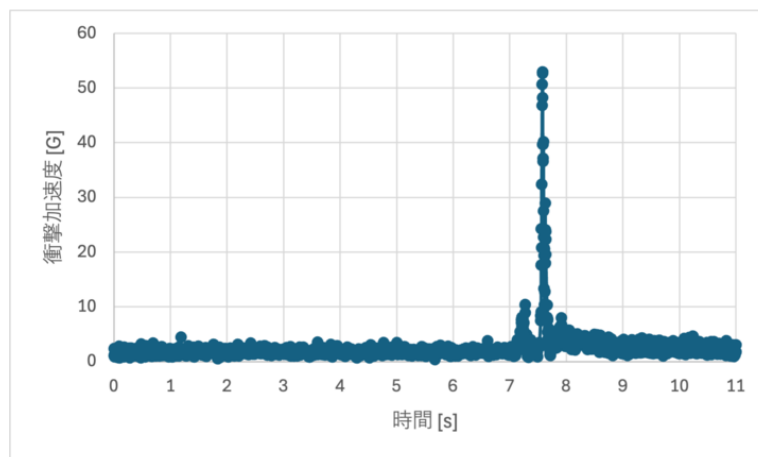


図 5.1.5 ダミーマスにかかった加速度

最大の加速度は 52.6G であった. 以上より, 衝撃に耐えられることが確認できた.

<試験 2-機体の開傘衝撃試験>

* 目的

- CanSat に 40G 程度の衝撃加速度を与える.

* 試験器具

- CanSat
- パラシュートの紐
- 加速度センサ(ADXL375)

* 試験手順

1. CanSat の外観を目視で確認し, 構造的な異常がないことを確認する.
2. CanSat に加速度センサを取り付け, 開傘衝撃で取れないようにしっかりと固定する.

3. 長さ 2.0 m のパラシュートの紐の端を手すりに固定し試験対象を投下する.
4. 投下した試験対象を引き上げ, 測定した加速度を読み取り, 40 G 程度の加速度が出ていることを確認する.
5. 外観の破損がないかを確認する.
6. 動作各任用のプログラムを実行し, 機能の確認を行う.

* **試験結果**

試験の様子を下記 URL の動画により示す.

https://youtube.com/shorts/pPGFyMIwx_w?si=vBAvn7tch6VxmlM

また、測定した加速度は図 5.1.6 である。

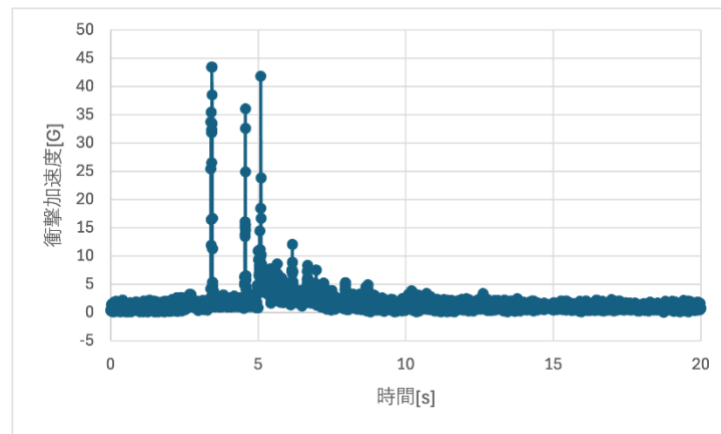


図 5.1.6 CanSat にかかった加速度

測定された加速度の最大値は 43.4G であった. 以上より、衝撃に耐えられることが確認できた.

<試験 3-分離衝撃試験>

- 本試験では設備の都合により、分離衝撃試験を実施できなかった。ただし、火工品による分離衝撃にはおおよそ 40G 程度の衝撃が想定されているが、CanSat はパラシュート開傘時に同程度以上の衝撃荷重を全体として受けている。このため、分離衝撃試験を省略した場合でも、機体内部にはパラシュート開傘衝撃試験を通じて類似の衝撃環境が付与されていると考えられる。
さらに、機体骨組などの構造要素については、着地衝撃試験により圧縮モードでの荷重が加わるため、分離衝撃に相当する負荷を包含していると判断している。したがって、本試験で実施した開傘衝撃試験および着地衝撃試験を持って、分離衝撃に対する評価を代替できると考える。

(RV8) 通信機電源 ON/OFF 試験

- 目的
 - ◇ 打ち上げ時の無線機の電源 OFF の規定を遵守できることを確認する.
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス

- 試験日
 - ◇ 2025年8月28日
- 試験/解析方法
 - ◇ CanSatの通信電源が、フライトピン挿入時はOFFであること、またフライトピンを外した時に電源がONになることを確認する。
- 試験結果
 - ◇ 通信機電源についてレギュレーションを満たすことを確認できた。試験の様子を下記URLの動画により示す。
<https://youtu.be/k8czKHhggio?feature=shared>
 CanSatの通信電源が、フライトピン挿入時はOFFであり、フライトピンを外すことで電源がONになることが確認できた。

(RV9)通信周波数変更試験

- 目的
 - ◇ 使用するすべての無線機のチャンネルを変更できることを確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年8月28日
- 試験/解析内容
 - ◇ CanSat搭載の通信機 MU-4(周波数 429.2500 MHz から 429.7375 MHz まで変更可能)、および地上局側の通信機 MU-4のチャンネルを、09(周波数 429.2750 MHz)から 1B(周波数 429.5000 MHz)に変更し、CanSat搭載の通信機 MU-4 からデータを送信し、地上局側の通信機 MU-4にて受信できることを確認する。
- 試験手順
 1. 機体側チャンネルを ~~091A~~ に設定
 2. 受信局側チャンネルを ~~091A~~ に設定
 3. 機体電源 ON, 通信確認
 4. 機体側チャンネルを ~~1B2A~~ に設定
 5. 機体電源 ON
 6. 機体側無線機のチャンネルの変更を確認
 7. 受信局側チャンネルを ~~1B2A~~ に設定, 通信確認
- 試験結果
 - ◇ 試験の様子を下記 URL の動画により示す。
<https://youtu.be/jp3EaTC1q6Q?feature=shared>
 動画の通り周波数を変更することができた。

(RV10) End-to-end 試験

- 目的
 - ◇ ロケットによる打ち上げ、着地からミッション終了までのシーケンスを一切人の手を加えずに遂行できることを確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 大田区立石川町二丁目児童公園 (シーケンス確認)
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス (電力耐久試験)

- 試験日

- ◇ 2025年9月3日

- 試験/解析内容

- ◇ 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。

また、ミッション全体を通じて電力が安定して供給されるかを合わせて評価する。

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
3. パラシュートの分離からミッションフローを一通り実施

*フェーズ1に関しては、(RV1)質量試験及び(RV2)機体の収納放出によって試験を行う予定である。

*フェーズ2に関しては(RV7)開傘衝撃試験, (RV4)投下試験, (MV1)着地衝撃試験によって試験を行う予定である。

*そのため、本試験ではフェーズ3の試験として着陸後からミッションシーケンスの終了までを実施する。

- ◇ 電力耐久試験

本試験では、打ち上げ前から投下までの時間を模擬するため、フライトピンを挿入した状態で1.5時間の待機時間を設けた後にシーケンスを開始し、電力供給が途中で途切れることなく End-to-end で継続されるかを評価する。

- 試験結果

- ◇ End-to-end 試験

試験の様子を以下の動画に示す

(URL) https://youtu.be/_jL0gf2m3wc?si=doSgDLrj1PJNEM8B

- 0:12 フライトピンを抜く
- 0:30 着地検出タイムアウト
- 0:47 溶断機構作動, パラシュート分離
- 1:14 溶断機構作動, 正立機構展開
- 1:38 溶断機構作動, 軸膜同時展開
- 1:43 すべての動作が完了

End-to-End 試験によりすべての機能が正常に動作し、すべてのシーケンスを完遂することを確認できた。

- ◇ 電力耐久試験

シーケンス開始からひと通り動作し、開始時を $t = 0 \text{ s}$ として通信を続けた。

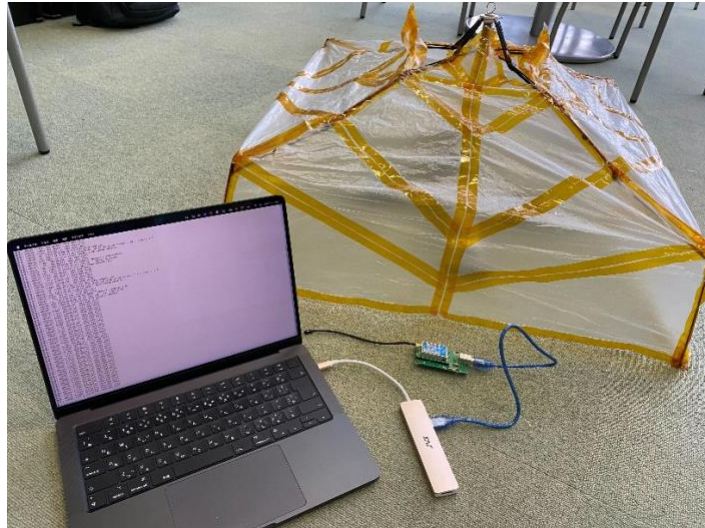


図 5.1.5 試験の様子

```

== 受信モード開始 ==
受信: *WR=PS
受信: *DI=12
受信: *WR=PS
受信: *CH=1A
受信: *WR=PS
受信: *GI=11
受信: *WR=PS
受信: *UI=0000
受信: *WR=PS
受信: *EI=21
受信: *DR=23, T:0s, GPS:NO_FIX, PRES:1005.36hPa
受信: *DR=23, T:3s, GPS:NO_FIX, PRES:1005.39hPa
受信: *DR=23, T:6s, GPS:NO_FIX, PRES:1005.39hPa

```

図 5.1.6 通信画面(t=0 s)

```

受信: *DR=27, T:13867s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.67hPa
受信: *DR=27, T:13870s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.71hPa
受信: *DR=27, T:13873s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.63hPa
受信: *DR=27, T:13876s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.64hPa
受信: *DR=27, T:13879s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.62hPa
受信: *DR=27, T:13882s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.67hPa
受信: *DR=27, T:13885s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.58hPa
受信: *DR=27, T:13888s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.64hPa
受信: *DR=27, T:13891s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.67hPa
受信: *DR=27, T:13894s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.67hPa
受信: *DR=27, T:13897s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.62hPa
受信: *DR=27, T:13900s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.68hPa
受信: *DR=27, T:13903s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.60hPa
受信: *DR=27, T:13906s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.56hPa
受信: *DR=27, T:13909s, GPS:NO_FIX, PRES:1004.58hPa

```

図 5.1.7 通信画面(t=13909 s)

以上のようにシーケンス終了後も t=13909 s まで通信を行うことができた。電力にはまだ余裕があったが、これは十分にレギュレーションを満たすと判断して終了した。

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
 - ◇ CanSat がパラシュート展開時の最大落下速度 5m/s で着地する衝撃によって破損せず、位置情報が取得できることを確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 大田区立石川町二丁目児童公園
- 試験日
 - ◇ 2025年8月25日
- 試験条件
 - ◇ CanSat を自由落下で落とす。
高さは 2m(これは終端速度が確実に 5m/s を越えるように、空気抵抗を無視して計算し

た時に 6.26m/s となる高さである.)とする.

- 試験系
 - * CanSat
 - * メジャー
- 試験手順
 1. CanSat のパラシュート結合部分を手で持ち、2m の高さから自由落下させる.
 2. CanSat が破損していないことを確認する.
 3. 着地判定後の動作確認を行う.
 4. 1~3 の工程を 2 回繰り返す.
- 試験結果
 - ◇ 試験後に着地判定以降の動作確認を行い、機体や電氣的機能が損なわれていないことが確認できた. 試験の様子を下記 URL の動画により示す.
<https://youtube.com/shorts/Sb6CyAzI6eY?si=iRnbuCuPhshiOSqO>

試験結果より、終端速度 5m/s の着地衝撃には基板機能と機体が耐えられると言える.

(MV2) パラシュート分離試験

- 目的
 - ◇ CanSat 着地後、膜展開の妨げとならないように、パラシュートを結びつけているナイロンテグスを溶断することで、パラシュートが分離できているかを確認する.
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025 年 9 月 2 日
- 試験/解析内容
 - ◇ ニクロム線に通電し発熱させることで、パラシュートを結びつけているナイロンテグスを溶断できるかを確認する.
- 試験結果
 - ◇ 試験の様子を下記 URL の動画により示す.
https://youtube.com/shorts/IGHCO91pp_4?feature=shared

このように問題なく溶断機構が動作し、機体とパラシュートの切り離しができることが確認できた.

(MV3) CanSat 正立試験

- 目的
 - ◇ CanSat がどのような姿勢で着地しても、姿勢制御が正しく行われ、膜展開機構が正しい方向に向くようになるかを確認する.
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025 年 8 月 24 日
- 試験・解析方法
 - ◇ 機体の各面を下にしておき、姿勢制御機構を作動させることで膜展開機構が上になるように姿勢制御が行われるかを確認する.
- 試験結果
 - ◇ 試験の様子を下記 URL の動画により示す.
https://youtube.com/shorts/ImllvxKAwak?si=L_R6-LvzG01E2wU8

このように問題なく正立機構が動作し、膜展開機構が上になるように姿勢制御が行われることが確認できた.

(MV4) 軸伸展試験

- 目的
 - ◇ ばねにより上方向へ展開する軸伸展構造が、目標位置まで展開されることを確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年8月24日
- 試験・解析方法
 - ◇ 圧縮ばねを押した状態で手で固定し、軸が本体へ押し込まれている状態をつくる。そこから手を放せばねが伸びることによって、軸を進展させる。この際、軸が膜展開が可能となる高さまで跳躍しているかを測定する。この一連の作業を5回中5回成功することを確認する。
- 試験結果
 - ◇ 試験の様子を下記 URL の動画により示す。
<https://youtube.com/shorts/6okbumr6uAA?si=om4BYa3CyyyzHIHB>

このように問題なく軸が跳躍していることが確認できた。

(MV5) 膜展開試験

- 目的
 - ◇ ばねの力によって膜が展開される構造において、各骨組リンクが正しく動作し、膜が引っかかることなく滑らかに展開されることを確認する。また、膜展開後の形状が想定通りとなることを確認し、併せて展開の再現性を評価するため複数回の展開を実施する。
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年8月24日
- 試験・解析方法
 - ◇ 引きばねを伸ばした状態で手で固定し、膜が収納されている状態をつくる。そこから手を放し、膜を展開させる。この際、引きばねが自然長まで縮んでいるか、膜が目標値の高さ、対角線の長さまで展開しているかを測定する。この一連の作業を5回中5回成功することを確認する。
- 試験結果
 - ◇ 試験の様子を下記 URL の動画により示す。
<https://youtube.com/shorts/xh9TtpaYyQc?si=pA1h9h0bGE5EeGxj>

このように問題なく膜が展開されることが確認できた。

(MV6) 軸・膜同時展開試験

- 目的
 - ◇ 軸伸展機構と膜展開機構を本体に取り付け、2つのばねを同時に開放することで、軸と膜を展開できることを確認する。
- 試験実施場所
 - ◇ 東京科学大学 大岡山キャンパス
- 試験日
 - ◇ 2025年9月3日
- 試験・解析方法
 - ◇ 各機構のばねを一つのひもで抑えた状態で固定し、ひもを溶断することで同時に展開

する。この際、軸伸展と膜展開が連動して作動するかを確認し、MV4・5で定めた試験の評価項目をすべて達成できているかを確認する。

- 試験結果

- ◇ 試験の様子を下記 URL の動画により示す。

<https://youtu.be/wAoEHd2IQ-A?feature=shared>

このように問題なく軸伸展機構と膜展開機構が同時に動作することが確認できた。

							開始日	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
タスク	担当者	開始日	期限	期間	イベント	ステータス											
PFM製作	正立機構製作	神		8月4日		進行中											
	軸受け機構製作	植瀬				完了											
	腰座機構製作	野村				完了											
	腰製作・取付	笠井	8月2日	8月4日	3	未着手											
	正立機構と本体の接続	神、笠井	8月4日	8月4日	1	未着手											
	軸と本体の接続	植瀬					完了										
試験	機体全体統合	神、植瀬、野村、笠井	8月4日	8月4日	1	未着手											
	正立試験	神	8月5日	8月5日	1	未着手											
	軸受け試験	植瀬	8月5日	8月5日	1	未着手											
	腰座試験	野村	8月5日	8月5日	1	未着手											
FM製作	各機製作	神、植瀬、野村、笠井	8月7日	8月13日	7	未着手											
	全体統合		8月14日	8月16日	3	未着手											
	全体動作確認		8月17日	8月31日	15	未着手											
ARLISS		9月5日	9月11日	7	未着手												

図 6.3 PFM 製作の流れ

電装部分のガントチャート, 試験日程をそれぞれ図 6.4, 図 6.5 に示す.

							開始日	8月											9月					
タスク	担当者	開始日	期限	期間	イベント	ステータス		1	4	7	10	13	16	19	22	25	28	31	1	4	7			
PFM	OBC関連	気圧取得				完了																		
		地上局通信				完了																		
		GPS取得				完了																		
		GPSダウンリンク				完了																		
	全体シーケンスコード	山内・付		8月5日		進行中																		
	回路	溶断回路				完了																		
		スイッチ回路				完了																		
		基板設計				完了																		
基板製作		付・森山	8月2日		進行中																			
全体統合	山内・付		8月2日		未着手																			
全体動作確認	山内・付	8月2日	8月6日	4	未着手																			
FM	基板製作	付・森山	8月7日	8月13日	6	未着手																		
	全体統合	山内・付	8月14日	8月16日	2	未着手																		
	全体動作確認	山内・付	8月17日	8月31日	14	未着手																		
ARLISS			9月8日		9/8-11	未着手																		

図 6.4 電装ガントチャート

また, 電装のガントチャートに記載した各工程, 試験の流れを以下に示す.

					週・開始日	8月						
試験項目	担当者	試験日	イベント	ステータス		1	2	3	4	5	6	7
通信距離試験	付・山内	8月2日		未着手								
通信機電源ON/OFF試験	付・山内	8月4日		未着手								
通信機周波数変更試験	付・山内	8月2日		未着手								
パラシュート分離試験	山内・付	8月6日		未着手								
ARLISS		9月8日	9/8-11	未着手								

図 6.5 電装試験日程

また,電装のガントチャートに記載した各工程,試験の流れを以下に示す.

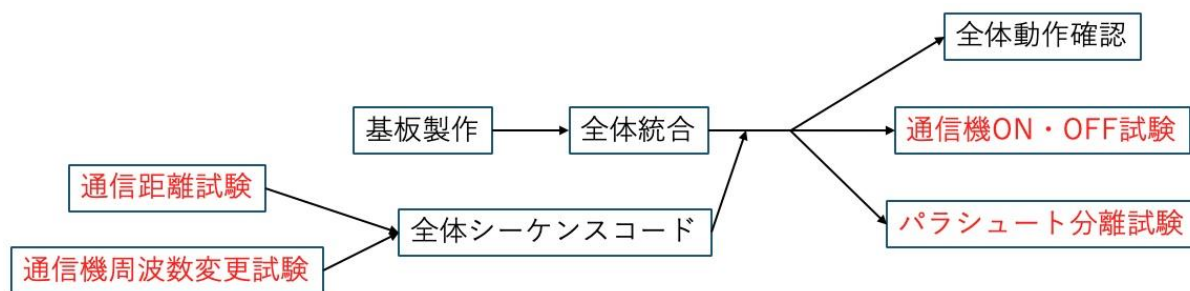


図 6.6 工程, 試験の流れ

第7章 大会結果報告

第7.1節 目的

本ミッションの目的は、**CanSat** サイズの小型機体によって展開可能なドーム構造の成立性を検証することである。火星をはじめとする惑星表面では、ダストストーム、ダストデビル、砂塵の堆積など、探査機の故障やデータの取得の阻害につながる環境要因が存在する。これらの外乱は電子部品の損傷や通信品質の低下を引き起こすだけでなく、将来的に友人探査が行われた場合には宇宙飛行士の安全性にも関わる。

これらの課題に対し、本チームは「小型ローバーや人が入れるような空間を、着地後に形成する展開型ドーム」という新たな提案を行うことを目指した。**CanSat** サイズの機体から直径**1m**級のドームを展開することを最終目標とし、その成立性及び展開機構の信頼性を実際のフライト環境下で検証することを主眼とした。

第7.2節 結果

本ミッションでは2回の打ち上げを実施し、いずれにおいても放出・着地までは概ね正常に行われた。しかし、着地後に作動する予定であったパラシュート分離、正立、ドーム展開の各機構は、2回とも作動しなかった。各フライトの着地後の様子を図7.2.1に示す。



(a) 1回目



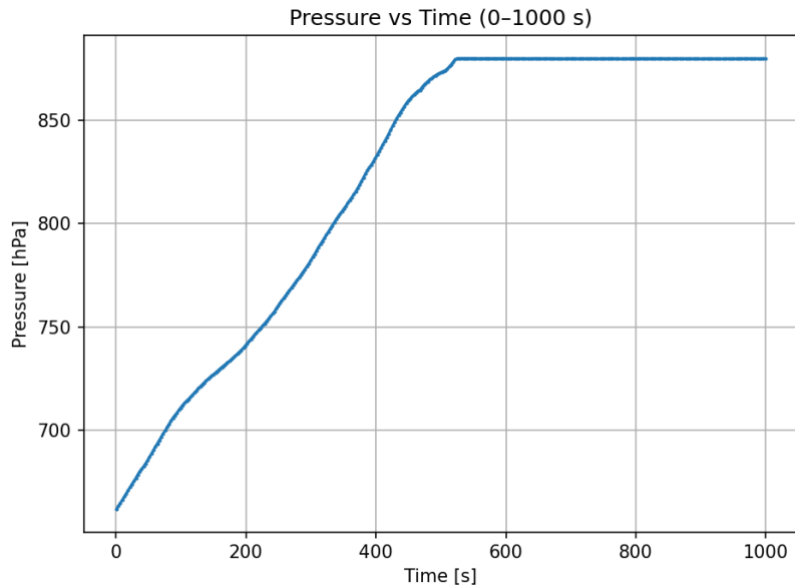
(b) 2回目

図 7.2.1 着地後の様子

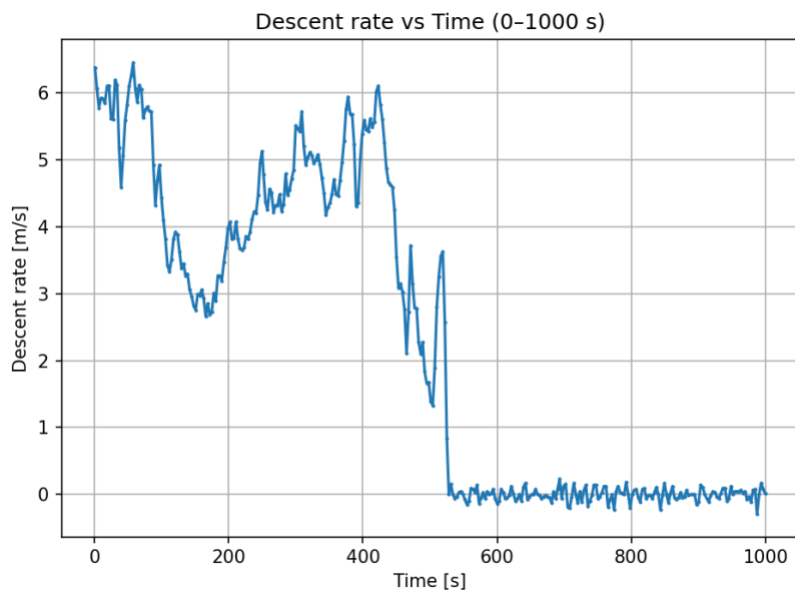
1. 第1回フライト結果

第1回目のフライトでは、放出後にパラシュートが正常に展開し、降下中の気圧データも正常に記録された。取得した気圧変化から落下速度を算出するのに使用した式を式(1)に、取得された気圧と式(1)で算出された結果を図7.2.2に示す。

$$h = 44330 \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right) \quad (1)$$



(a) 気圧ログ

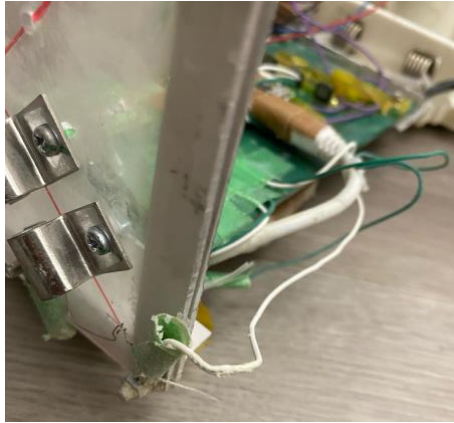


(b) 落下速度

図 7.2.2 気圧ログと落下速度

図 7.2.2(b)からわかるように平均降下速度は約 4~6m 程度であり、試験で想定していた範囲内であることが確認された。

しかし、着地後の一連の動作は開始されず、回収後の調査により、外部に露出していた電線が着地衝撃により断線していたことが判明した。また、パラシュートのコンベックスが本体底面側に入り込んで摩擦が増大し、パラシュート分離動作及び正立機構の展開を妨げていたことが確認された。断線していた電線、コンベックスが本体底面側に入り込んだことによるパラシュート分離機構周辺の様子を図 7.2.3 に示す。



(a) 断線箇所



(b) 分離機構の様子

図 7.2.3 着地後の様子

2. 第2回フライト結果

第1回の結果を受けて外装設計や導線保護を改善し、第2回フライトでは放出・降下・着地は再び正常に行われた。ただし、プログラム修正時の想定外のバグにより、気圧ログが記録されない不具合が発生した。そのため、第2回フライトの降下速度を算出することはできなかった。

回収後に機体を確認したところ、外傷や断線はなく、外装面での改善は効果を示していた。一方で、着地後のパラシュート分離および正立機構は作動せず、どちらのニクロム線も通電過熱に至っていなかった。回収後に溶断線を手動で切断すると、正立機構は正常に作動したものの、軸・膜展開は正常に作動せず、完全なドーム形状には至らなかった。その様子を図 7.2.4 に示す。



図 7.2.4 展開後の様子

第 7.3 節 考察

第1回のフライトでは外部に露出した導線の断線およびコンベックスの落下時の位置が動作不良の主因となった。外装設計において衝撃・砂塵・摩擦に対する耐性が十分に考慮されていなかったことが明らかになった。CanSatのような狭い構造では、配線の取り回しが制限される一方で、着地衝撃や落下姿勢の変化による局所的な負担が大きく、外部露出した配線

に対して特に弱点が生じやすい。実際に断線箇所は着地時の応力集中が予想される部分に位置しており、電装系の耐環境性が不十分であったと言える。また、パラシュート基部のコンベックスが本体底面に入り込んだことは、収納状態での部品位置の最適化や固定方法が不十分であったこと、および分離機構のクリアランス設計が甘かったことを示している。

第2回フライトでは外装系の問題は改善されたが、内部の電気系統、特に溶断回路の信頼性が新たな課題として浮上した。正立機構側ではニクロム線がアルミ部材に接触した可能性が高く、短絡による過電流が MOSFET の破損を引き起こしたと推察される。これは高電流を扱う溶断回路における絶縁・固定方法の重要性を示している。一方でパラシュート側の溶断が作動しなかった要因は特定が難しく、実装誤差・はんだ付け品質・導通不良など、複数の要因が複合的に影響した可能性がある。これらは、電気回路の冗長性が欠如していた点、およびフライト当日の環境(温度、長時間待機、振動等)を考慮した動作確認が十分に行えていなかった点に関連すると考えられる。

また、膜展開が正常に動作しなかった点については、長時間の収納による膜同士やリンクの関節部の固着や、折り目の癖による初期摩擦の増加が影響した可能性が高い。実際のフライトでは、収納から打ち上げ、打ち上げから展開までの待機時間が長くなるので、これを模擬した事前試験が必要であった。展開機構の小型化により、摩擦や反力のわずかな差が動作に大きく影響することから、小型展開機構特有の感度の高さが課題として浮き彫りになった。

以上の結果から、本ミッションが最終的な成功に至らなかった要因は単一ではなく、外装、電装、機構、環境の複数の要因が連鎖的に影響したことが分かった。特に、CanSat のような超小型プラットフォームでは、部品の配置誤差や絶縁不足といった些細な設計上の不足が、最終的なミッション成立性を大きく左右する。また、実験室内では正常に動作したものがフィールド環境では作動しないケースが多く存在し、開発段階からフィールドを想定した信頼性設計を組み込む必要性を強く認識する結果となった。

第8章 まとめ

第8.1節 工夫点・努力した点

本ミッションでは、着地後に展開するドーム構造を成立させるため、各機構に対して繰り返し改良を加え、フライトに向けた動作安定性の向上に取り組んだ。本節では、膜、正立機構、軸・膜展開機構、電装系の4つの観点から、特に重点的に行った工夫と努力についてまとめる。

(1) 膜

本ミッションでは着地後に展開して外部環境から隔離空間を形成するドーム型構造の実証を目的としており、膜自体に高い機械強度は求めていなかった。一方で、**CanSat** は総重量 **1050g** 以内という規定があるため、膜は軽量であることが強く要求された。また、本機構では押しバネによって展開ユニットを上方へ押し出し、その上昇中に展開を完了させる方式を採用しており、膜展開機構の重量がその着地までの時間に直接影響する。そのため、膜の軽量化は展開成立性に直結する重要な要素であった。

これらの条件を踏まえ、膜材料として厚さ **0.014mm** のポリエチレンフィルムを選定した。一般的な折りたたみ傘に用いられるポリエステル素材では膜重量が約 **150g** となり、上方向への押し出し量は約 **25cm** に留まった。一方、厚さ **0.014mm** のポリエチレンを用いた場合は約 **20g** まで低減でき、押し出される高さは約 **40cm** と大きく向上し、展開動作を十分に完了させることができた。これにより、軽量化と展開性能の両立を達成した。

さらに、収納時の堆積の制約に対しても配慮が必要であった。厚さ **0.014mm** のポリエチレンは薄く柔軟であり、後述する折りたたみ方式を用いることで **CanSat** の規定体積内に収めることができた。このような検討により、材料特性、軽量性、展開性の観点から最適な膜構造を実現した。

膜の取り付け方法として、骨組みに糸を通して固定する方法を採用した。しかし、初期の試作段階では、糸が関節の可動部に噛み込むことで展開が阻害される問題が発生した。この問題を解消するために、骨組みの関節近傍に糸通し用の小孔を設け、可動域から糸を分離するよう設計を改良した。また、ポリエチレン膜は非常に薄いので、糸を直接縫い付けると膜が破れやすいという問題が生じた。これに対し、引裂強度に優れるカプトンテープを縫い目部分に貼付し、補強した上で縫製することで、軽量性を維持しつつ十分な耐久性を確保した。

膜の収納方法については、折り畳み傘の構造を参考とした。折り畳みは山折りと谷折りを交互に行う単純な方式とし、折り目の両側にカプトンテープを貼付してその隙間を折り目とすることで、再現性の高い収納を実現した。折り畳んだ膜は軸に巻き付けず、折り目が固着しないように軽くジグザグに畳み、正立機構の壁で保持する方式を採用した。これは、軸に巻きつける方式では展開時に余分な反力が必要となり、展開不良の原因となるためである。この工夫により、展開動作を妨げる要素を極力排除し、より確実な膜展開が可能となった。

・正立機構

本体機構および正立機構は、軽量化と機体内部の保護という相反する要求を両立させる必要があった。そのため、構造部材には軽量で加工性に優れつつ十分な強度を持つアルミアングル材を採用した。実際に学内で実施した気球試験では、想定外のフリーフォールが発生した

ものの、機体に大きな損傷は見られず、材料選定と構造設計が妥当であったことが確認された。

また、本体内部には軸伸展・膜展開機構、正立機構内部には電装系を配置する必要があったため、他部門との綿密な連携を図り、機構同士の干渉が発生しないように配置計画と構造調整を繰り返した。特に、正立機構の可動域と電装基板の干渉回避、本体側の空間確保と重量バランスの調整は、機体全体の動作成立性に直結する重要な設計項目であった。

さらに、パラシュート装着部については解散時の衝撃に耐える必要があったため、取り付け基部には高い靱性を持つポリカーボネート板を採用し、アルミ材によるコの字型保護構造で挟み込むことで強度と固定性を強化した。この構造により、開傘衝撃を確実に受け止めつつ、CanSat 全体の姿勢乱れを最小限に抑える設計が実現できた。

・ 軸膜展開機構

本ミッションの中核である軸伸展機構および膜展開機構は、限られた質量・体積条件の中で確実に動作させるため、構造、材質、動作シーケンスの各段階で多くの工夫を施した。膜展開機構には折り畳み傘の展開原理を応用し、4本の骨組みには軽量かつ高強度な炭素繊維強化樹脂を採用した。膜には薄く柔軟なポリエチレンを使用し、カプトンテープで折り目を形成することで、展開・収納の再現性と膜の伸び防止を両立させた。

動作については、引きバネが縮むことで骨組みを展開する方式を採用した。当初は骨組みの展開力のみでドーム全体を押し上げる構想だったが、力が不足していたため「機構全体をバネで上方向へ押し出し、上昇中に展開を完了させる方式」へ変更した。これにより、展開に必要な動作余裕が確保され、小型構造でも成立性を高めることができた。

軸伸展機構では押しばねを押し込み、その上に展開機構を配置し、押しばねの解放で展開機構を放出する仕組みとした。さらに、押しバネと引きバネの両方を一本のテグス糸で固定し、ニクロム線で溶断することで、展開と放出を同時に開始するシーケンスを構築した。

膜展開試験で見つかった問題に対しても適宜改善を行なった。ニクロム線が膜を溶かして固着する問題に対し、接触部をカプトンテープで覆う対策を施した。展開力不足に対しては骨組みに捻りバネを追加し展開力を増強した。また、展開機構が必要以上に高く放出されて反転する問題には、軸伸展機構と膜展開機構を一本のテグス糸で結束することで放出量を抑制した。

・ 電装系

本ミッションでは、溶断回路、スイッチ回路、通信装置および Raspberry Pi を核とした電装システムを構築した。特に、MOSFET を用いた回路設計はメンバー全員にとって初めての試みであり、基礎的な検証から始めて、動作の安定化まで多くの実験と改善を繰り返した。スイッチ回路については、当初 N 型 MOSFET を用いた構成を採用したが、GND が不安定で SD カードが読み込まれず、Raspberry Pi には通電しているにもかかわらずプログラムが実行されないという問題が発生した。原因究明の過程で MOSFET の特性理解が深まり、回路全体の設計見直しに繋がった。

通信機の設定においても多くの工夫が必要となった。通信モジュールのマニュアルを参照しながら、チャンネル設定やデータ長を 16 進数で扱う仕様に合わせてコードを書き直し、サンプルコードを応用して独自の通信設定スクリプトを作成した。特に MU-4 モジュールは設定

項目が多く、小さなミスでも通信が成立しなくなるため、正確なレジスタ設定と確認作業を入念に行なった。

これらの作業を通じて、電装系全体の理解が深まり、溶断回路、電源管理、通信処理の三つを統合したシステムとして構築することができた。本ミッションの電装系は、設計から検証までの試行錯誤を通じて確実な成長が得られた分野であった。

第 8.2 節 課題点

・膜

本ミッションにおける最大の課題は、実際のフライト環境下で膜展開が最後まで完了しなかった点である。膜の材料選定、取り付け方法、収納方法については試験段階では十分に展開が確認されていたが、本番フライトでは膜が途中で固着し、完全なドーム形状を形成できなかった。特に、数時間にわたる打ち上げ待機時間中に膜同士がわずかに粘着し、初期展開時の摩擦が想定以上に増加した可能性がある。また、薄膜を扱う構造では折り目の癖や重なりによる局所的な抵抗が大きく、設計値と実動作の差異が顕著になりやすいことがわかった。

さらに、展開ユニット全体の質量や形状バランスにも課題が残った。工夫によって重量削減は達成されたものの、押しバネによって上方向へ押し出される高さは外的要因(姿勢、地形、設置角度)によって変動し、本番環境で十分な高さを確保できなかった可能性がある。このように、本ミッションで採用した「バネによる押し出し方式」は、地面との接触状態の違いが展開成立性に大きく影響しやすい方式であり、展開成功率の観点からは課題が残った。

また、膜の取り付けに用いた糸の結び方、糸通し穴の大きさ、カプトンテープの貼付位置など、細部のばらつきが展開挙動に影響した可能性もある。事件段階では再現性が確保できていたが、実際のフライトでは微小なズレや収納状態の変化が累積し、結果として展開不良につながったと考えられる。このことから、小型展開機構においては、わずかな形状ごさや摩擦の増加が致命的となるため、構造の許容誤差設計や固定方法の標準化が重要であると言える。

・正立機構

本体および正立機構においては、電装系に関連した問題が本番の失敗に繋がった。特に、第一回フライトでは外部に露出していた導線が落下中の接触や着地衝撃で損傷し、結果として溶断回路が作動せず、正立機構が起動しなかった。これらの銅線の被覆保護や配線ルート設計は、本来であれば機構側でも検討し、電装と協力して安全側の設計を行うべきであった。

また、正立機構内部は可動域が大きく、内部で配線が移動する可能性があったため、追加の保護チューブやガイド構造を備えて配線の自由度を制御するなどの対策が必要であった。機構と電装が綿密に関わる領域であったにも関わらず、配線保護に関する要求仕様が十分に共有されていなかった点は反省点として大きい。

さらに、本体構造と他機構の干渉を避けるための空間調整は行なったものの、長時間の打ち上げ待機環境を含む本番条件に対するリスク評価は不十分であり、振動・衝撃・温度変化に対する信頼性試験を追加で行う必要があった。これらの課題は、構造設計と電装設計のインターフェースをより厳密に定義し共有することの重要性を示している。

・軸膜展開機構

軸伸展機構と膜展開機構には複数の課題が残された。膜展開試験では、テグス糸の溶断時にニクロム線の熱でポリエチレン膜が溶け、固着して展開しなくなる問題が確認された。また、骨組みの引きバネの張力が不十分で、完全な展開に必要な力を得られない事例も発生した。さらに、軸伸展時に展開機構が必要以上に高く上昇し、空中で反転してしまう問題もあった。ARLISSの本番環境では、長時間の収納状態が影響し、ねじりばね固定部の瞬間接着剤同士が固着して初動を阻害したことが不作動の主要因であると判明している。この問題は、可動部に接着剤を用いた設計上のリスクを見落とししていたことを示しており、事前の長期放置試験を行なっていれば回避できた可能性が高い。

また、膜と骨組みの結合部にもばらつきがあり、膜から骨組みに課題な負荷がかかることで展開不良が発生するケースも指摘されていた。骨組みのリンク接続部にも隙間があり、展開時のぐらつきが展開力のロスに繋がるという課題も残っていた。

さらに、放出・展開の一連の動作は地形・設置角度・収納状態のわずかな差に敏感であり、小型展開機構特有の信頼性の低さが露呈した。これらの課題から、膜展開機構および軸伸展機構には、構造の許容誤差設計、可動部での接着剤使用禁止、熱影響対策、出力の安定化試験など、多くの改善点が残されている。

・電装系

電装系には機構動作の成立性に直結する重大な課題が残された。第一回フライトでは、CanSat 外部に露出していた導線が、落下中や着地後の地面との摩擦で傷つき、内部で断線してしまったことが判明した。導線の破損により、パラシュート分離機構と正立機構の溶断回路のいずれも動作せず、着地後のミッションシーケンスが開始できなかった。地面と CanSat に挟まれることにより傷ついた導線の様子を図 8.2.1 に示す。

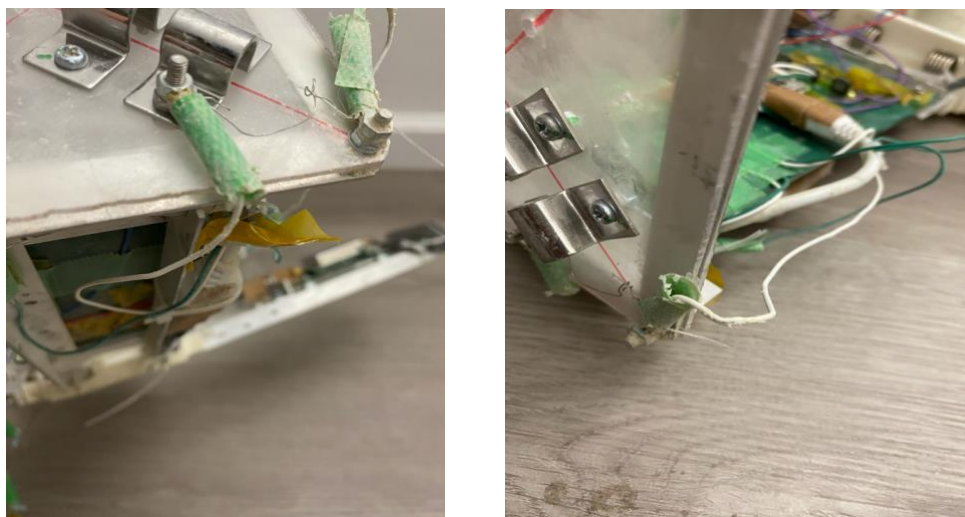


図 8.2.1 地面と CanSat に挟まれることにより傷ついた導線

また、通信機のアンテナがアルミ板で三方向を囲まれていたため、著しい通信距離の低下が発生した。実際に通信が確立できたのは **CanSat** の至近距離まで接近した時のみであり、通信用アンテナの配置が適切ではなかった(図 8.2.2)。

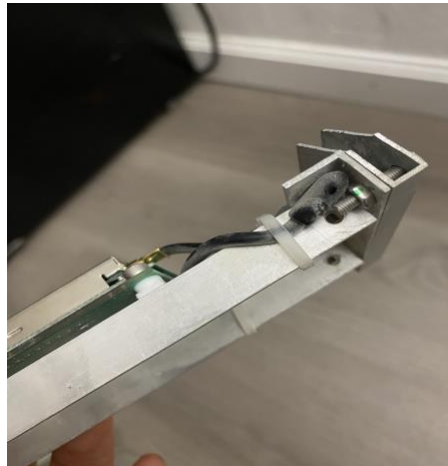


図 8.2.2 アンテナ先端部

第 2 回フライトでは、これらの問題に対する対策として露出した導線を全て内部に収納し、外装による防護を強化した(図 8.2.3)。しかし、このフライトでは新たに溶断回路の故障が発生した。改修後の調査により、ニクロム線がアルミ板に接触した状態で通電されたために、想定外の大電流が流れて **MOSFET** が破損したと考えられる(図 8.2.3)。その結果、第一回目と同様にパラシュート分離および正立機構は作動しなかった。



図 8.2.3 ニクロム線とアルミ板

通信機にも関しても、第 2 回フライトではアンテナを 2 面のみアルミ板で囲む構造に改善したが、通信距離は大きく向上せず、依然として **CanSat** の至近距離まで接近しないと通信が成立しなかった。通信系の設計については、アンテナの位置の最適化、シールド構造の見直し、回路からのノイズ低減など複合的な改善が必要である。

以上より、電装系の課題は配線保護、回路の絶縁処理、溶断回路の信頼性確保、アンテナ配置設計の 4 点に集約され、いずれも今後の改良に向けて重要な検討事項となる。

第 8.3 節 今後の展望

本ミッションを通じて、打ち上げ準備から設計・製作、試験、回収に至るまで、衛星開発の基本プロセスを一連の流れとして体験することができた。特に、限られた時間・予算・空間の中で最適解を模索し、ミッション成立性を高めるために試行錯誤を重ねる過程は、実際の衛星開発と共通する点が多く、今後宇宙機開発に関わる上で非常に重要な経験となった。また、フライト当日に生じた不確定要素への対応、環境条件の変動、想定外の故障モードへの対処など、机上の設計では得られない現場のリアリティを体験できたことは、本ミッションの最大の収穫である。

今後、衛星開発に携わる学生にとって、本ミッションで得られた知見は大きな財産となる。小型機体における機構配置の最適化、耐環境性の確保、電気系の冗長設計、フィールド試験を前提とした信頼性評価など、本ミッションで浮き彫りとなった課題は、実際の衛星開発においても極めて重要な要素である。CanSatでの失敗経験は衛星開発における大きなリスク回避につながり、将来の宇宙機開発に携わるメンバーにとって貴重な学びとなる。

一方で、将来的に衛星開発に携わらないメンバーにとっても、本ミッションで得られた経験は多方面で活かすことができる。仕様検討から設計、製作、試験、プロジェクト管理に至るまでの一連のプロセスは、機械設計、組み込み開発、材料工学、プロダクトデザインなど、様々なものづくりの分野に応用可能である。また、チームメンバー間の調整、役割分担、問題発生時の迅速な意思決定など、プロジェクト遂行に必要なスキルは、今後の研究活動やエンジニアリングに限らず、幅広い分野の活動において重要な要素となる。

本ミッションは最終的な成功には至らなかったものの、その過程で得られた知見や失敗経験は、次の開発へとつながる確かな土台となった。今後、本ミッションを通じて得られた学びを後輩へ継承し、より高い完成度のミッション設計や衛星開発につながる取り組みへと発展させていくことが期待される。