

ARLISS2022 開発審査書

提出日：2022年 11月 21日

- チーム情報

CanSat チーム名	東京工業大学 EURECOS
CanSat チーム 代表者情報	石井泰大 ishii.y.ay@m.titech.ac.jp
UNISEC 団体名	東京工業大学 CanSat Project
UNISEC 団体 学生代表	石井泰大
責任教員	中条俊大 chujo.t.aa@m.titech.ac.jp, 03-5734-3184
CanSat クラス	Open Class

- メンバー

役割	名前
PM, チームリーダー, 構造班	石井泰大
チーム副リーダー, ミッション班	押野太一
構造班	濟藤颯真
構造班	佐藤匠
構造班	田中友悠
ミッション班	上野晟太郎
ミッション班	白石響
ミッション班	西尾陸
電装班	斎藤遼
電装班	諏訪部匠史
電装班	川口雄生

※構造班…機械部品や機構の開発を行う班

※ミッション班…ミッションに必要な反射膜等の開発を行う班

※電装班…電気回路や制御に関する開発を行う班

- CanSat の製作目的・大会参加理由

CanSat 製作という一から考えるものづくりを通して、半年未満の短い期間で人工衛星開発の流れを最初から最後まで経験することができる、ARLISS に参加することで他大学で CanSat を開発している人々や世界各国の宇宙技術を学ぶ学生と交流を深めることができる、などを通じて技術者としての知識や技量などといった素養を身につける。

目次

- 第1章 ミッションステートメント
- 第2章 サクセスクリティア
- 第3章 要求項目の設定
- 第4章 システム仕様
- 第5章 試験項目設定
- 第6章 実施試験の内容
- 第7章 ガントチャート(工程管理)
- 第8章 責任教員による自己安全審査結果のまとめ
- 第9章 大会結果報告
- 第10章 まとめ

第1章 ミッションステートメント

太陽電池の宇宙空間における使用可能領域拡大に向けた 膜展開構造による集光/集熱技術の実証

これまでの宇宙開発では、用途やその探査機の規模によって様々なエネルギー源が用いられてきた。1時間や1日などの短期間での宇宙活動の場合には化学エネルギーが有効である一方で、1ヶ月から数年の長期間になると化学エネルギーよりも太陽電池発電が有効となってくる。現在のほとんどの宇宙機にはソーラーパネルが搭載されている。しかし、外惑星探査においては、宇宙開発の初期段階から各国は原子力エネルギーを用いているという現状がある。

そこで、現在深宇宙探査において検討が進んでいる原子力電池と太陽電池の比較を Table 1.1 に示す。これをみると、原子力電池にはいくつかの利点があるものの、開発時や発射時に人体に対して大きな危険を伴うという安全上の問題から、日本での深宇宙探査では用いられない。太陽光は地上、宇宙空間で共通して存在するエネルギー源である上、太陽光発電は地上での実験もしやすいため使用可能である確証を得やすく、電力源として宇宙機にも広く利用されている。こういった背景から、深宇宙探査においても太陽電池の使用が検討されている。しかし、Table 1.1 にあるように、現在深宇宙探査における太陽電池の大きな課題のひとつとして、発電量が太陽からの距離に依存するということが挙げられる。太陽からの距離が離れると単位面積あたりの光エネルギー量が小さくなるだけでなく、太陽電池は電池表面の光強度、温度が低下すると発電効率が著しく低下する特性を持つ。深宇宙探査においては LILT (Low Intensity Low Temperature) 環境という光強度が弱く低温の環境にさらされ、この太陽電池特性の悪影響を強く受けるため、大きく発電量が低下する。このように光強度や温度に発電できる下限があるため、宇宙空間において太陽電池の使用可能領域は限られている。

Table 1.1 深宇宙探査における発電方法の比較

比較項目	原子力電池	太陽電池
姿勢によって出力が変動しない	○	△
発電量が太陽からの距離に依存しない	○	✗
単位質量当たりの発電量	△	○
開発時・発射時に人体に危険を及ぼす恐れ	✗	○

そこで本ミッションでは、深宇宙探査における電力問題の解決策の一つとして、広い面積に入射する太陽光を一定の範囲に集めることで、LILT環境の深宇宙空間においても太陽電池の使用可能な温度と光強度を担保するような技術を提案、実証する。想定する深宇宙ミッションフローの中での本CanSatミッションの位置づけをFig.1.1に示す。今回のCanSatミッションでは、想定する深宇宙ミッションの中でキーポイントである集光技術に焦点を当て、集光による光強度・温度の影響を検証する。本CanSatミッションの技術実証により、現状では使用の難しい深宇宙空間における太陽電池の利用可能性を示すと共に、光強度の調整による太陽電池発電量最適化への応用可能性についても探る。



Fig.1.1 想定する深宇宙ミッションフローの中での本CanSatミッションの位置づけ

ミッションシーケンス

ミッションイメージおよびミッションフローを以下の Fig.1.2, Fig.1.3 に示す。

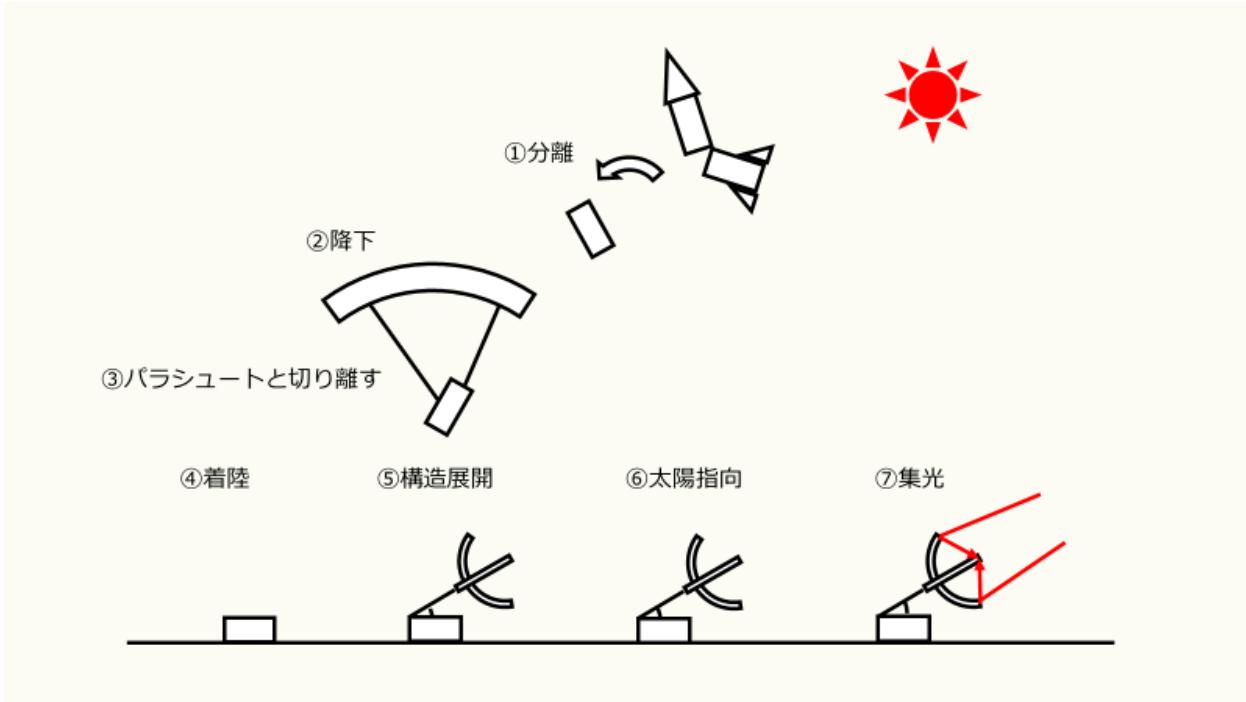


Fig.1.2 ミッションイメージ

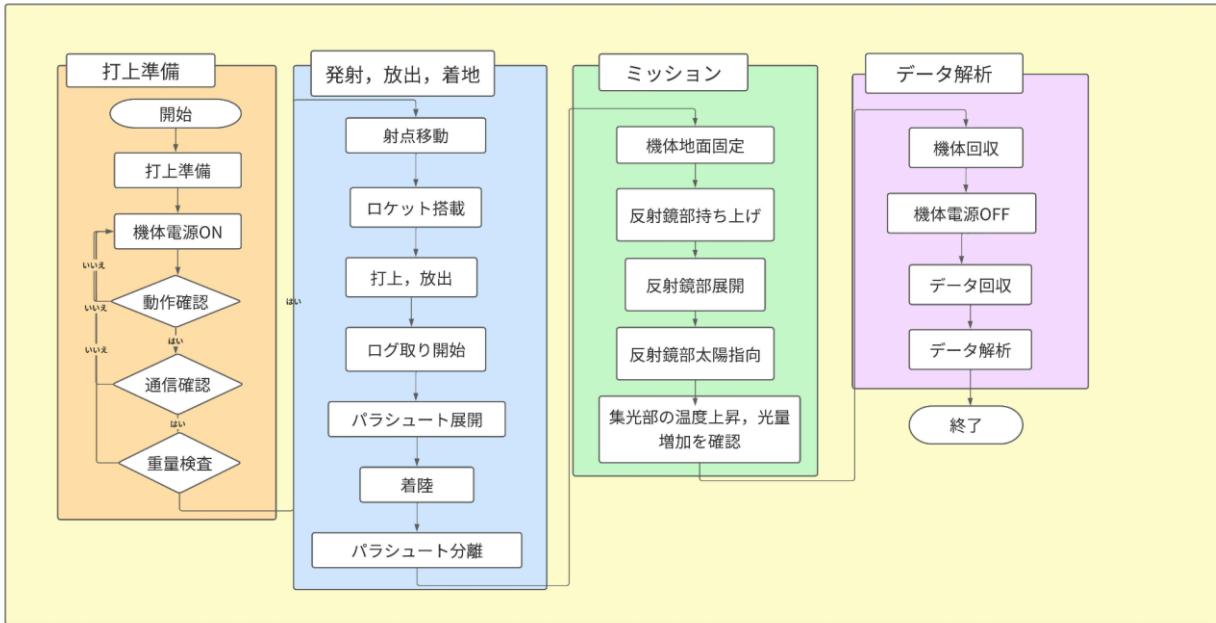


Fig.1.3 ミッションフロー

本ミッションのミッションシーケンスは次の通りである。まず機体の電源を入れ、動作確認、通信確認、重量検査を行う。それぞれについて良好であれば射点に移動しロケットに搭載して打ち上げる。その後上空で放出されるとログの記録を開始し、パラシュートを展開し減速しながら下降する。着地してパラシュートを分離後、反射鏡部を持ち上げ、太陽方向に展開する。その後、反射鏡部中棒の温度変化と集光を計測する。計測が完了したら機体の電源を切り、データを回収して解析を行う。これが全ての作業である。

第2章 サクセスクライテリア

ミニマムサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ● パラシュートを展開する ● CanSat をパラシュートから切り離す ● カバー部が展開し、反射鏡部が上を向く ● 反射鏡部を持ち上げる ● 反射鏡部を展開する
フルサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ● 反射鏡部がターンテーブルによって回転して太陽方向を向く ● 反射鏡部が集光する ● 反射鏡部を地面から 45 度で維持し続ける
アドバンスドサクセス	<ul style="list-style-type: none"> ● 反射鏡部がターンテーブルによって回転することで太陽方向を追従する ● 反射鏡部が集熱する ● 集光の精度を理論値と同じにする

上記のサクセスクライテリアについて、各機能ごとの分類は Table 2.1 の通り。各々の評価方法は 【】 内に記載した。

Table 2.1 サクセスクライテリアの分類及び評価方法

機能	ミニマムサクセス	フルサクセス	アドバンスドサクセス
パラシュート	パラシュート展開 【目視で確認】		
	パラシュート切り離し 【目視で確認】		
カバー部	カバー部が展開し、反射鏡部が上を向く 【ターンテーブル部との干渉がないことを目視で確認】		
反射鏡部	反射鏡部を展開する	集光する	集光の精度を理論値と同じにする

	【ストッパーの役目をするねじ頭があるため、そこまで下ろくろが移動していることを目視で確認】	【反射鏡部の先端と集光部に搭載したフォトトランジスタを用いて、照度を計測し、その値を比較する。1倍以上】	【あらかじめ、完全に展開できている構造で集光し、その時の値と比較する。比較する値は、集光部と通常部の光強度の倍率により比較する。誤差 15%以内になるようにする。】
			反射鏡部が集熱する 【反射鏡部の先端と集光部を外部から放射温度計で測定し、その値を比較する】
持ち上げ部	反射鏡部を持ち上げる 【目視で確認】	反射鏡部を地面から45度で維持し続ける 【分度器で測定】	
ターンテーブル部		反射鏡部がターンテーブルによって回転して太陽方向を向く 【外部からの照度計を使った確認、ものさしの影と中棒の間の角度を測定することにより確認。角度±15°以内】	反射鏡部がターンテーブルによって回転することで太陽方向を追従する 【角度 15°以内】

- 反射鏡部

砂漠に設置された太陽光発電において、一般的に砂によって発電効率が 10~15%落ちるとされている。本ミッションにおいても砂による影響が懸念されるため、同様に集光倍率が 10~15%落ちると考えられる。よって本ミッションでの集光倍率の想定誤差は最大 15%と設定した。

第3章 要求項目の設定

3.1 システム要求（安全確保、レギュレーションのための要求）

要求番号	システム要求項目 (ARLISS 打ち上げ <u>安全基準</u>)
S1	投下する機体の質量が基準を満たしている
S2	容積がキャリア基準を満たしている
S3	打ち上げ時の準静的荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている
S4	打ち上げ時の振動荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている
S5	ロケット分離時（パラシュート開傘時）の衝撃荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれていないことが試験で確認できている
S6	地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有し、その性能が試験で確認できている
S7	ロストへの対策を実施しており、有効性が試験で確認できている (対策例：位置情報送信、ビーコン、蛍光カラーペイント等)
S8	打ち上げ時の無線機の電源 OFF の規定を遵守できることが確認できている (FCC 認証かつ 100mW 以下の機器は OFF しなくて良い。また、スマートフォンを用いる場合は FCC 認証かつソフトウェアまたはハードウェアスイッチで off にできること)
S9	無線のチャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整ができるることを確認できている
S10	ロケットへの装填からミッションの開始、打ち上げ後の回収までを模擬した End-to-end 試験を実施できており、今後、大幅な設計変更はない

3.2 ミッション要求

番号	ミッション要求項目
M1	パラシュートが展開できる
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ていないことが試験で確認できている
M3	シーケンスを行うために十分な電力を供給できることが試験で確認できている
M4	OBC の起動が正常に行われる
M5	パラシュートが分離できる
M6	機体カバー部を開き、反射鏡部が上方へ向く
M7	反射鏡部を 45°持ち上げ、維持できる
M8	反射鏡部が展開できる
M9	反射鏡部の向きを変更させて太陽の方向を向く
M10	集光中に反射鏡部が熱に耐えることができる
M11	集光中に反射鏡部が風に耐えることができる

第4章 システム仕様

4.1 機体外観

本機体は、接地したのち機体の外側部分および反射鏡部をそれぞれ展開する。そのため、展開前と展開後に分けて説明する。内蔵部に関しては4.2節でより詳細に説明する。

- 展開前

CanSatの展開前の外観図をFig.4.1.1, Fig.4.1.2, Fig.4.1.3, Fig.4.1.4, Fig.4.1.5に示す。

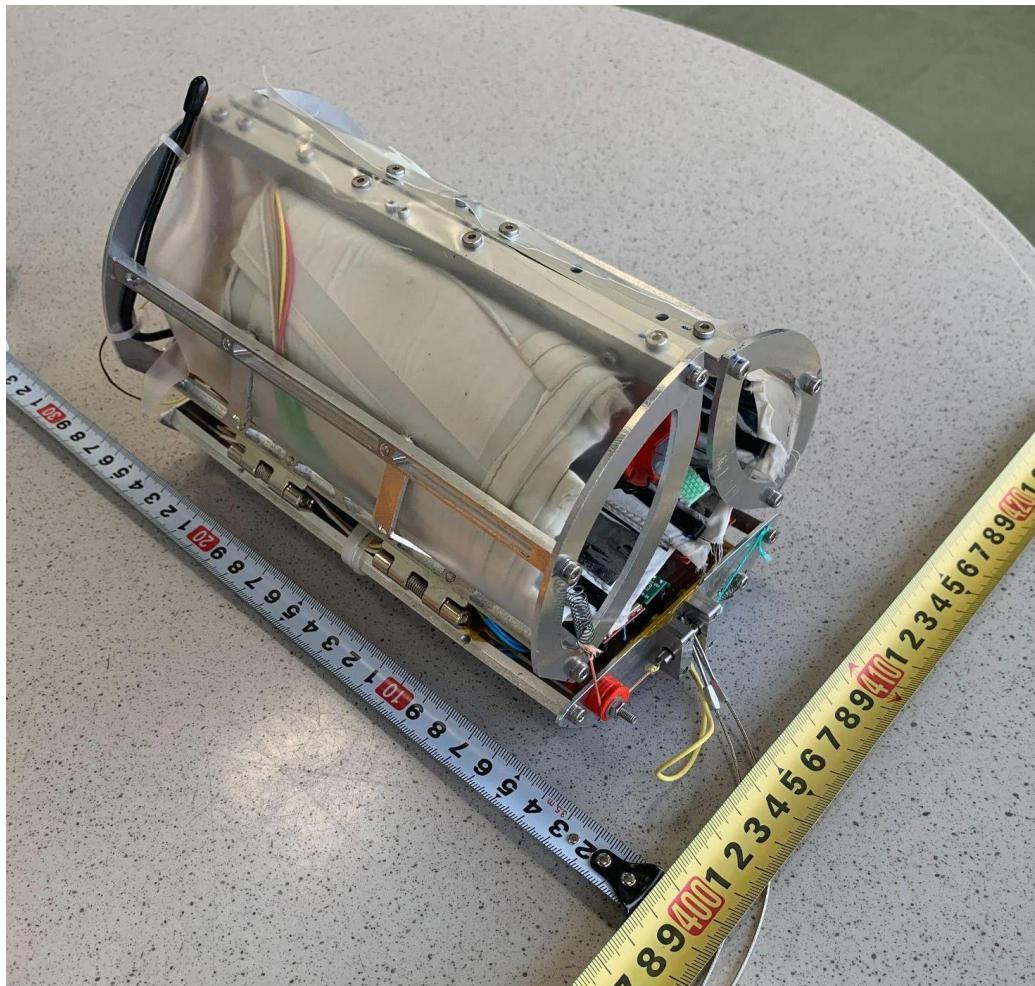


Fig.4.1.1 展開前の機体外観鳥瞰図



Fig.4.1.2 展開前の機体外観正面図

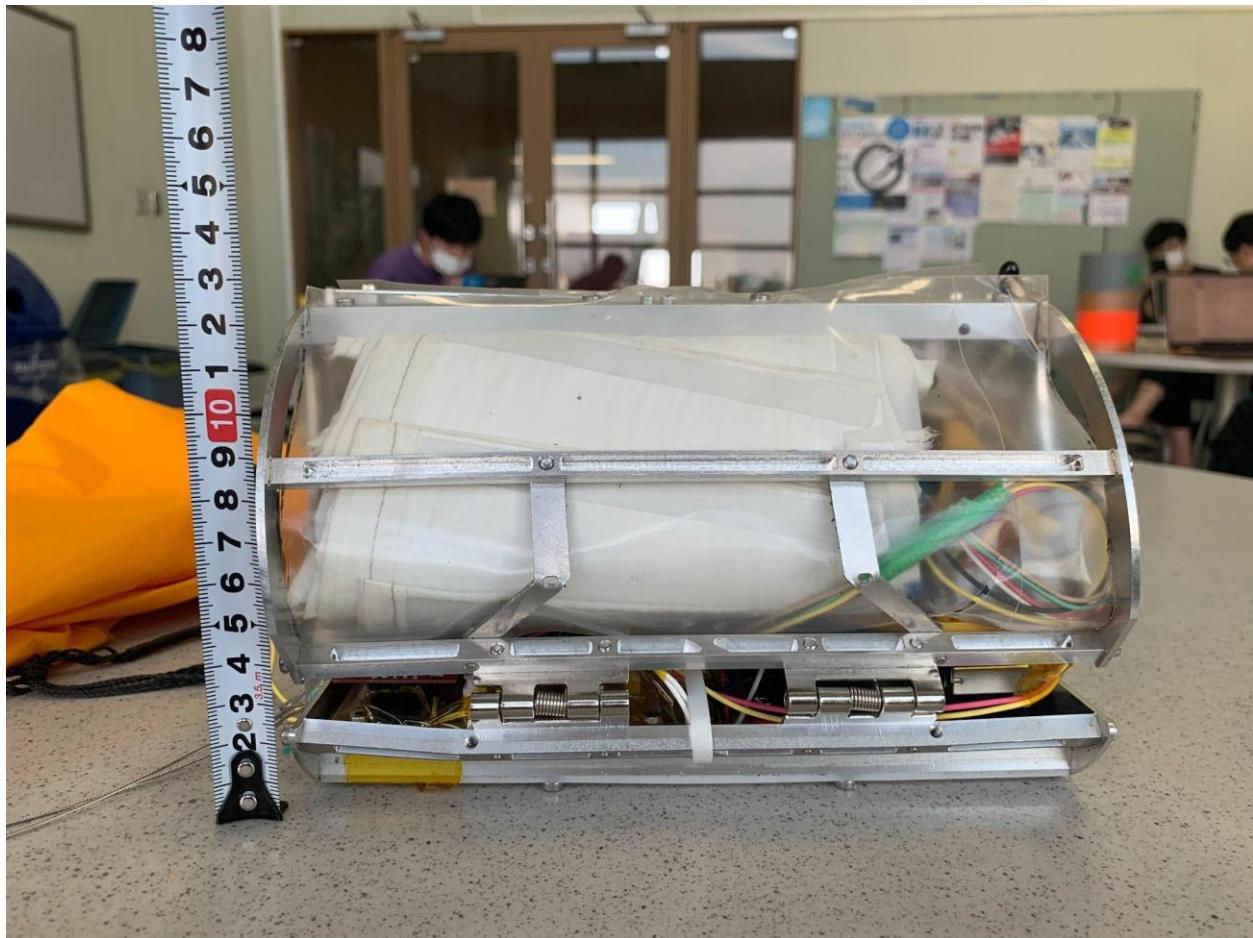


Fig.4.1.3 展開前の機体外観左側面図

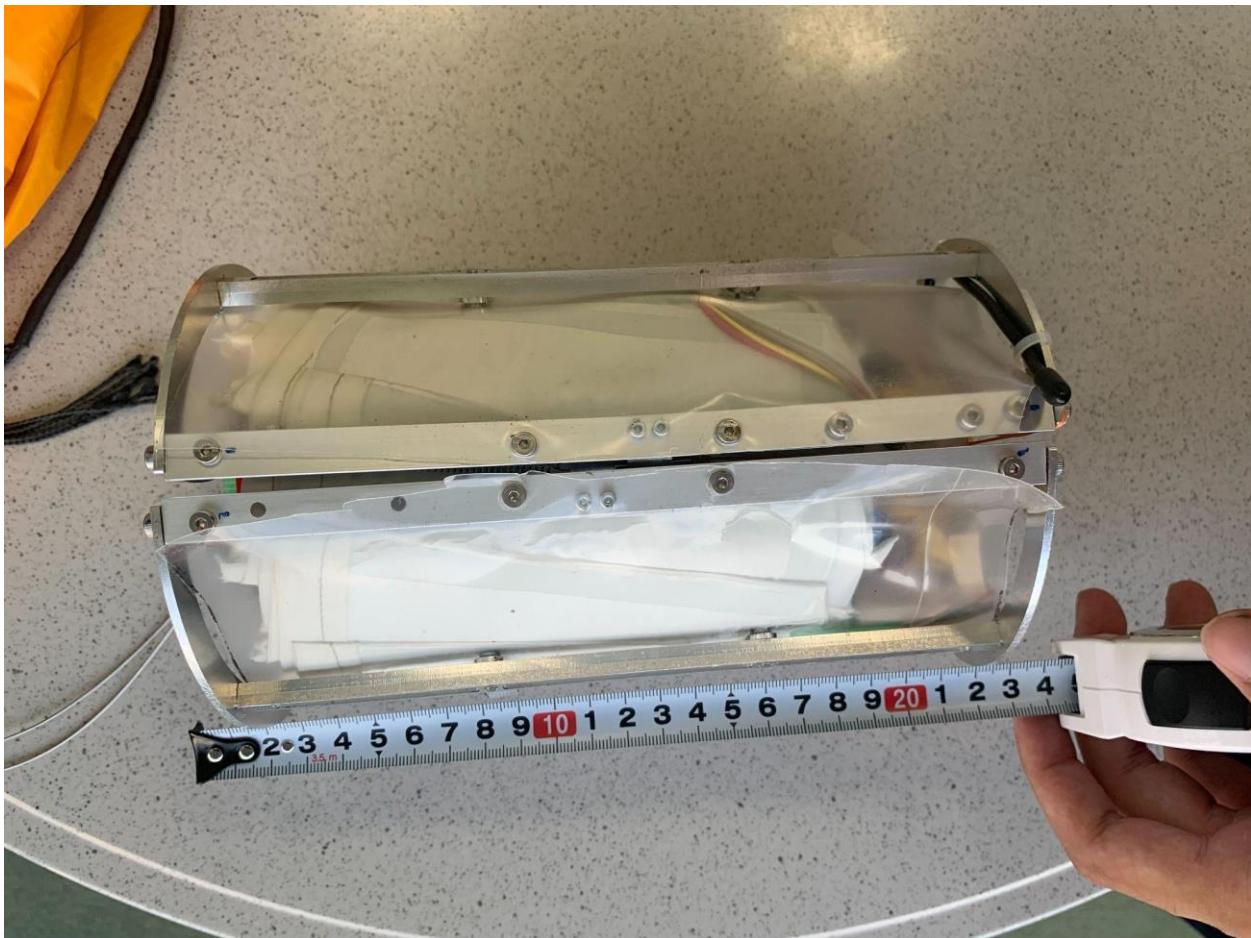


Fig.4.1.4 展開前の機体外観平面図

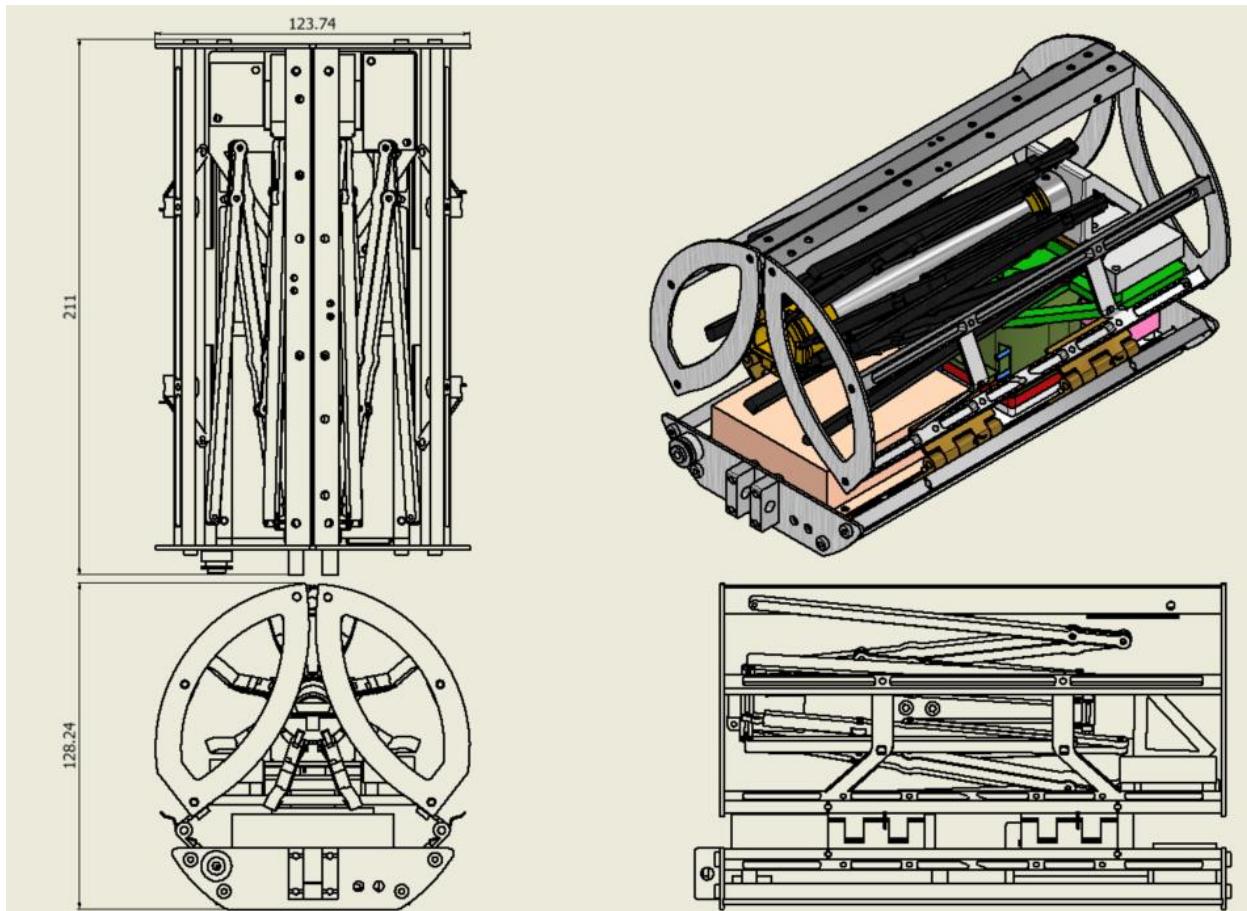


Fig.4.1.5 展開前の機体外観三面図

- カバー部展開後

CanSat のカバー部展開後の外観図を Fig.4.1.6, Fig.4.1.7 に示す。本 CanSat はカバー部の展開と反射鏡部の展開を一つの溶断機構により行っており、機構的に時間差を生み出すことで反射鏡部展開時に内装部品へ干渉しないように工夫している。従って、カバー部展開後の様子はそのまま反射鏡部展開後の様子である。



Fig.4.1.6 カバー部展開後

(a)正面 (b)側面 (c)背面



Fig.4.1.7 反射鏡部展開後の機体外観鳥観図(CAD)

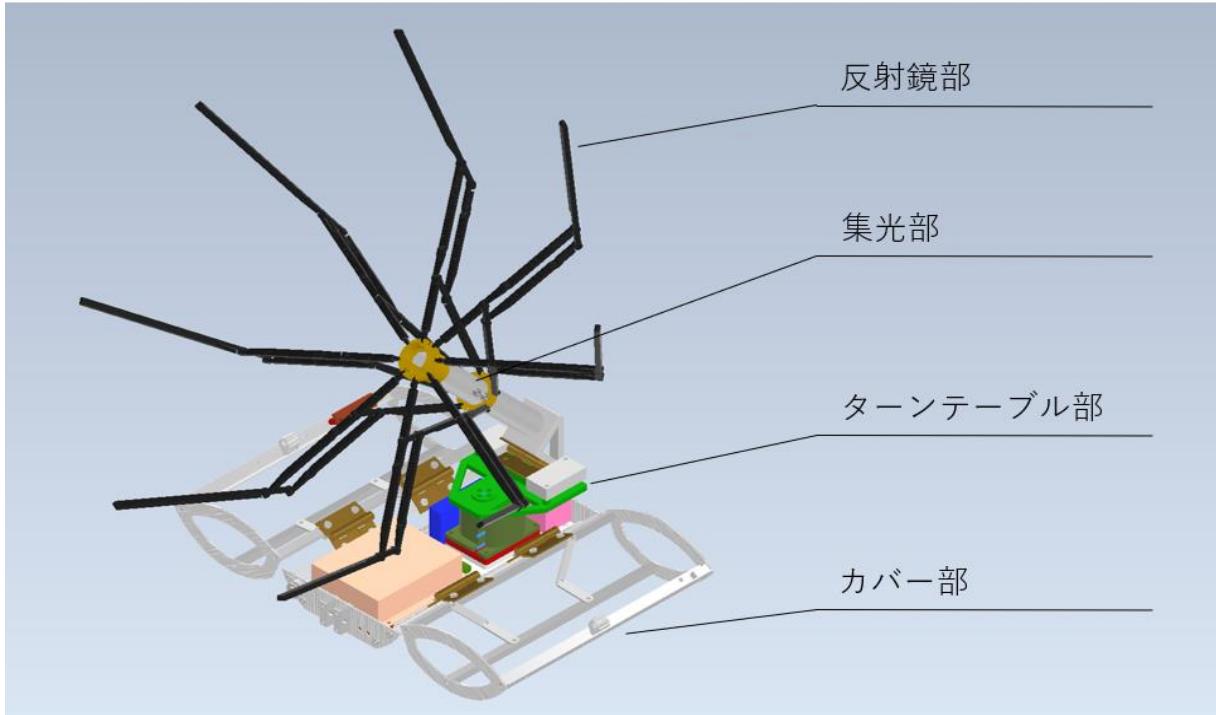


Fig.4.1.8 機体各部名称

最後に、機体のサイズと質量をまとめておく。高さについては、Fig.4.1.1 の機体に加えて、パラシュート部を考慮したものとなっている。図面上では、パラシュート部分は載せていないが、高さ 40mm、直径 146mm に収納できるパラシュートを搭載する。また、実際に制作したフライトモデルでもキャリアに収まっていることが、後述する【V2】機体の収納・放出試験によって確かめられている。

機体の質量については、後述する【V1】質量試験によって、パラシュートを含めて 930g であるとわかつており、レギュレーションである 1050g 以下であることが確かめられている。

Table 4.1.1 機体の重量サイズ表

直径[mm]	128.24
高さ [mm]	211
質量[g]	930

4.2 機体内観・機構

機体に搭載されている機構としては、カバー部、反射鏡部、ターンテーブル部に大別できる。

- カバー部

カバー部の外観を Fig.4.2.1 に示す。円形面はアルミ合金（A5052）製、長手方向はアルミ合金（A5052）製の棒材とアルミ合金（A6063S-T5）製のアングル材、底面にはポリアセタール樹脂を使っている。4.1 節でも述べているが、本機体は接地後カバー部を開する。溶断機構により、カバー上部に取り付けられた固定シャフトが抜けて、ばね蝶番のトルクでカバー部を開く。このカバー部を開くことで反射鏡部に受ける風などの外乱に耐える、つまり転覆しないようカバー部で支えることを目的としている。本ミッションにおいてカバー部に求められる仕様は以下の通りである。

- 着地や開傘衝撃に耐え展開可能であること
- 展開したあと Fig.4.2.1(b) の状態になること
- 風等の影響を受けて転覆しないこと

各種衝撃に耐えられること、展開可能であることは後述の【V3】静荷重試験、【V5】開傘衝撃試験、【V11】着地衝撃試験によって確かめられている。

展開後必ず Fig.4.2.1(b) の状態になることは【V15】カバー部展開試験によって確認されている。内部配置の設計段階で主に重量を占める電装部品を底面に設置することにより、転がった後に機体内部が地面に向かないよう工夫をしている。

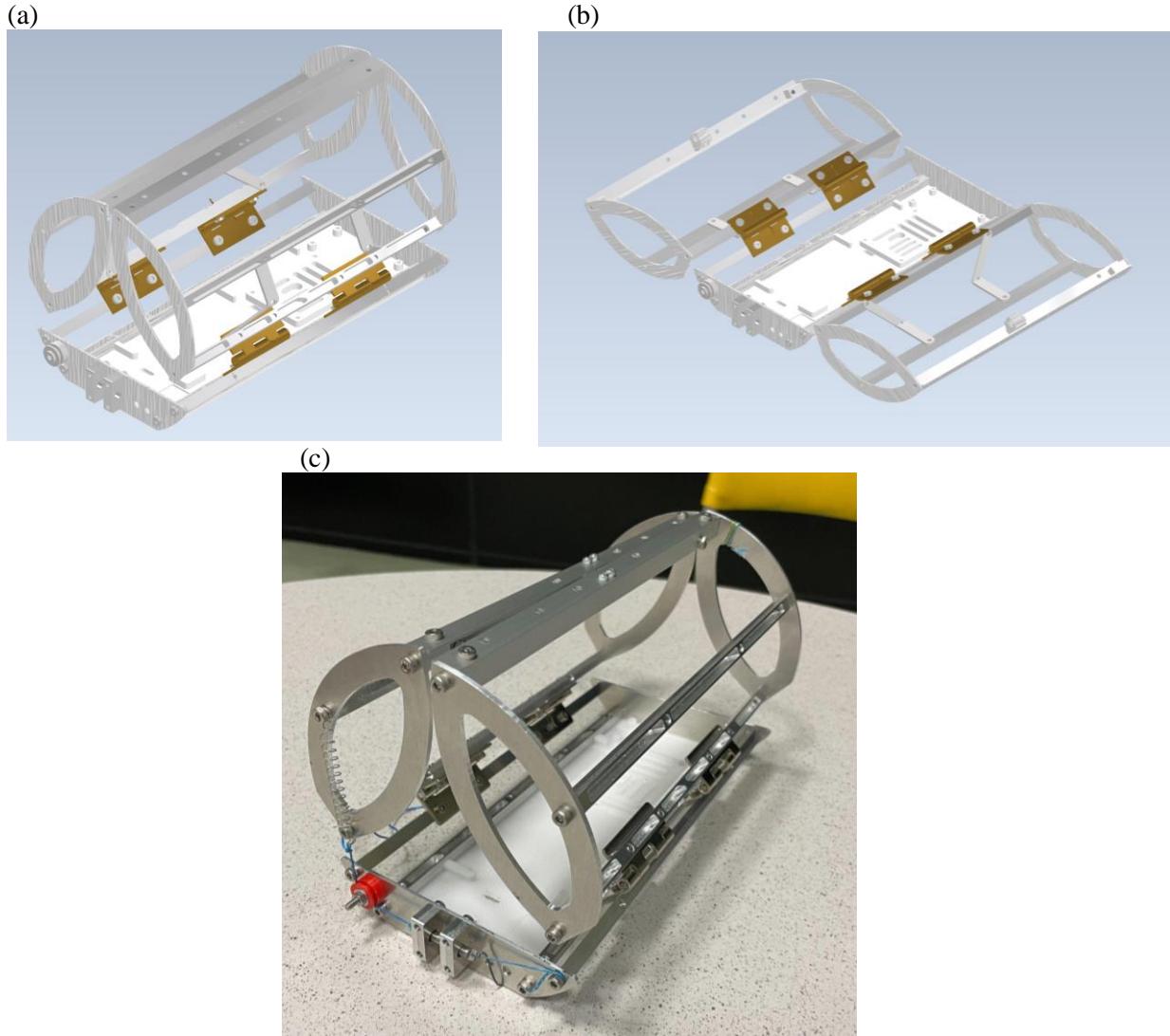


Fig.4.2.1 カバー部の(a)展開前(CAD), (b)展開後(CAD), (c)実機

- CanSat が耐えうる風速

本 CanSat では風を反射鏡部が受けることで機体が転倒する可能性がある。CanSat が耐えられる風速については Fig.4.2.2, Fig.4.2.3, Fig.4.2.4, Fig.4.2.5 に示す。仮定として、反射鏡部が風の影響で閉じることはない剛体であり、反射鏡部とそれ以外の機体の重心はそれぞれの中心にあるとする。このときに耐えられる風速は Fig.4.2.2~Fig.4.2.5 中の β を 0° と仮定すると、それぞれの場合において Fig.4.2.2 より 8.2m/s , Fig.4.2.3 より 13.5m/s , Fig.4.2.4 より 15.7m/s , Fig.4.2.5 より 9.14m/s である。この中で最小値である case1 の風速 8.20m/s より小さいときには CanSat は転倒しない。また、過去の arliss 開催した日程の平均風速は 4.4m/s であり、 8.20m/s より小さいことがわかる。これより CanSat は転倒しない。

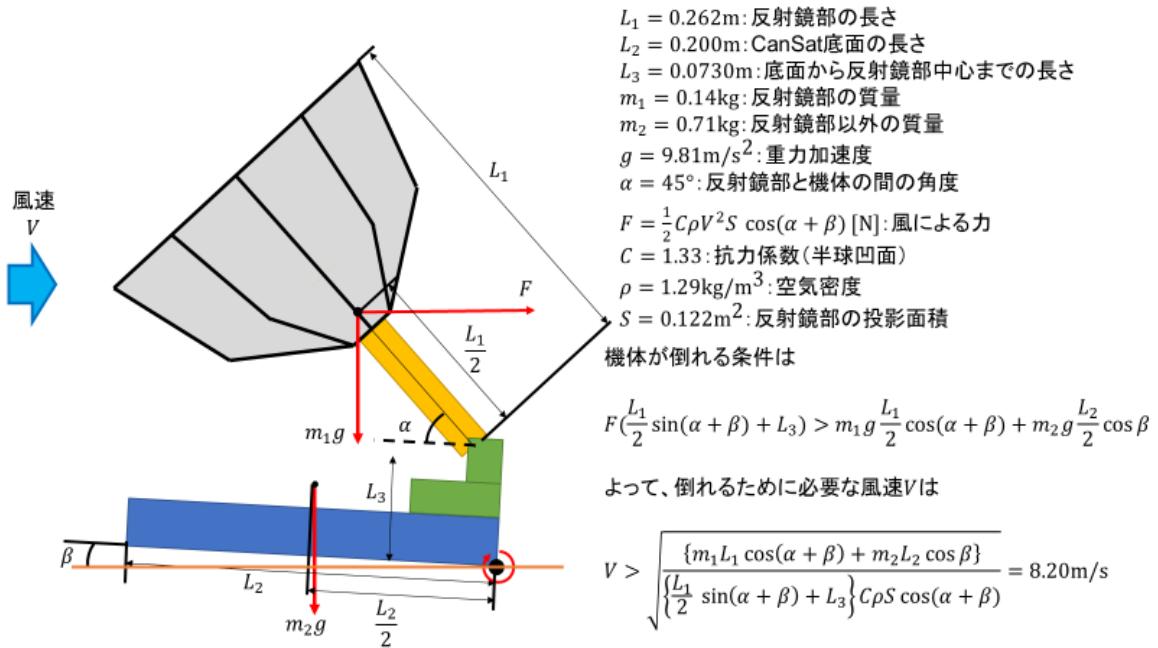


Fig.4.2.2 風によって倒れるときの風速の計算 (case1)

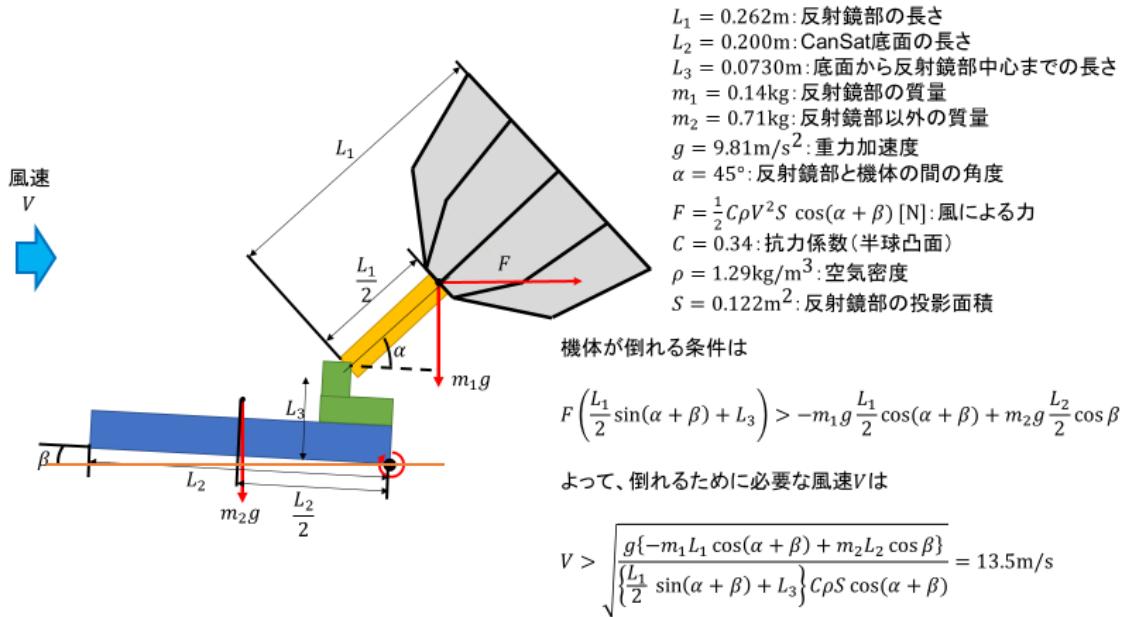


Fig.4.2.3 風によって倒れるときの風速の計算 (case2)

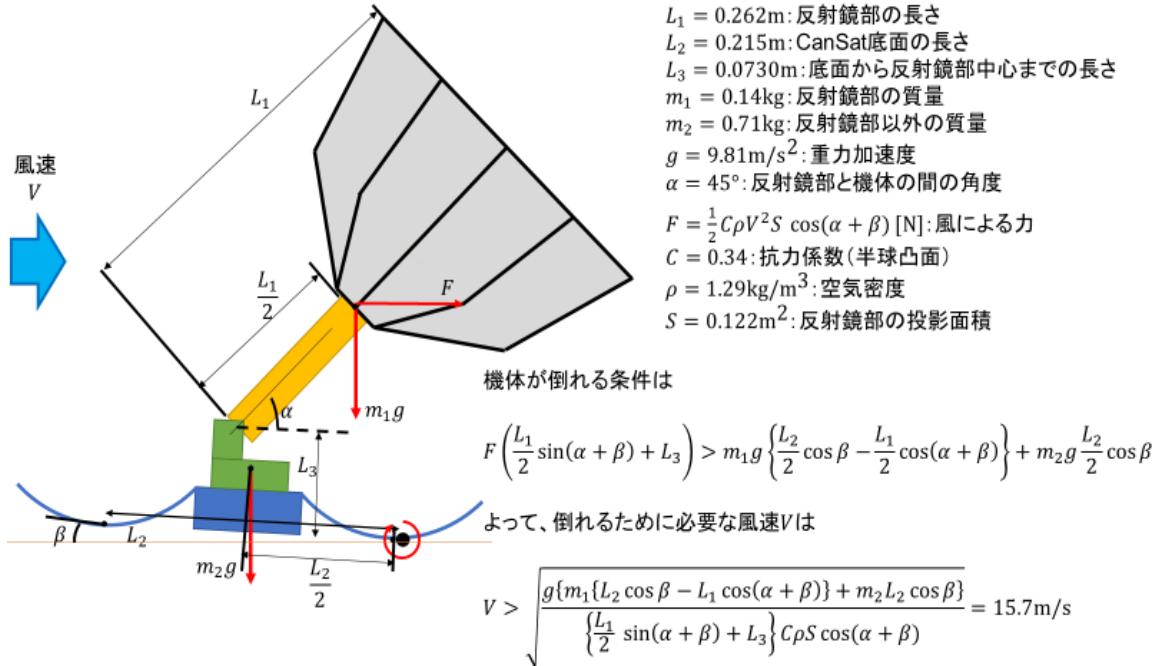


Fig.4.2.4 風によって倒れるときの風速の計算 (case3)

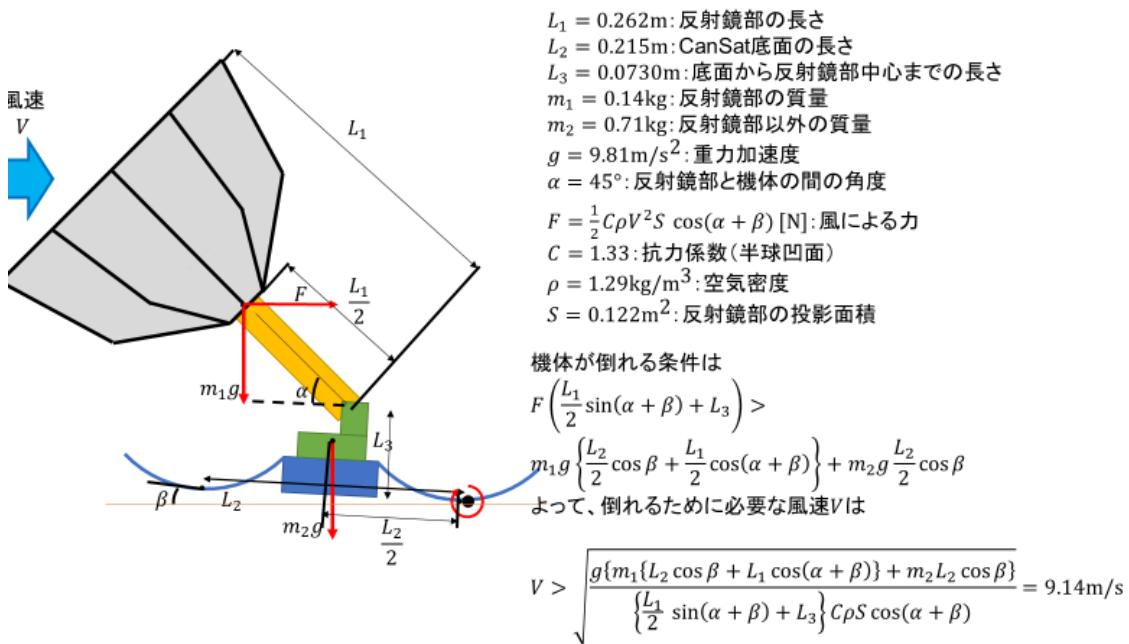


Fig.4.2.5 風によって倒れるときの風速の計算 (case4)

- 反射鏡部

Fig.1.2 にあるように、折りたたまれた反射鏡部を立ち上げた後、反射鏡部の展開を行う。反射鏡展開前、展開後はそれぞれ Fig.4.2.6, Fig.4.2.7 に示されている。Fig.4.2.7 の反射鏡部の詳細な部品の名称については、この構造の由来でもあるカサの名称に準拠している。反射鏡の骨組は 8 セットあり、この骨組みに反射膜付きの布を縫い付けたもので集光を行う。上ろくろが中棒に固定されており、下ろくろを中棒内部のばねによりスライドして押し上げることにより反射鏡を展開させる。展開すると、上ろくろと下ろくろの間の中棒部分に太陽光を集める構造となっている。想定する深宇宙ミッションにおいては太陽光パネルをこの部分に取り付けるが、今回の CanSat ミッションでは第 1 章で述べたように発電よりも集光に重きを置くこととし、中空となっている中棒部分に光センサと温度センサを取り付けて、集光の程度を確認する。

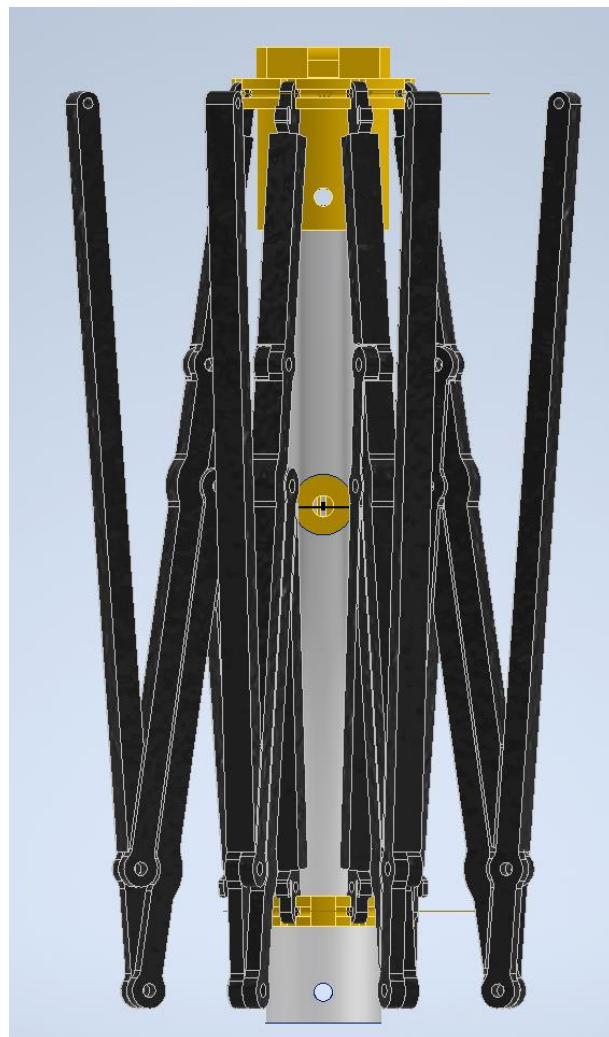
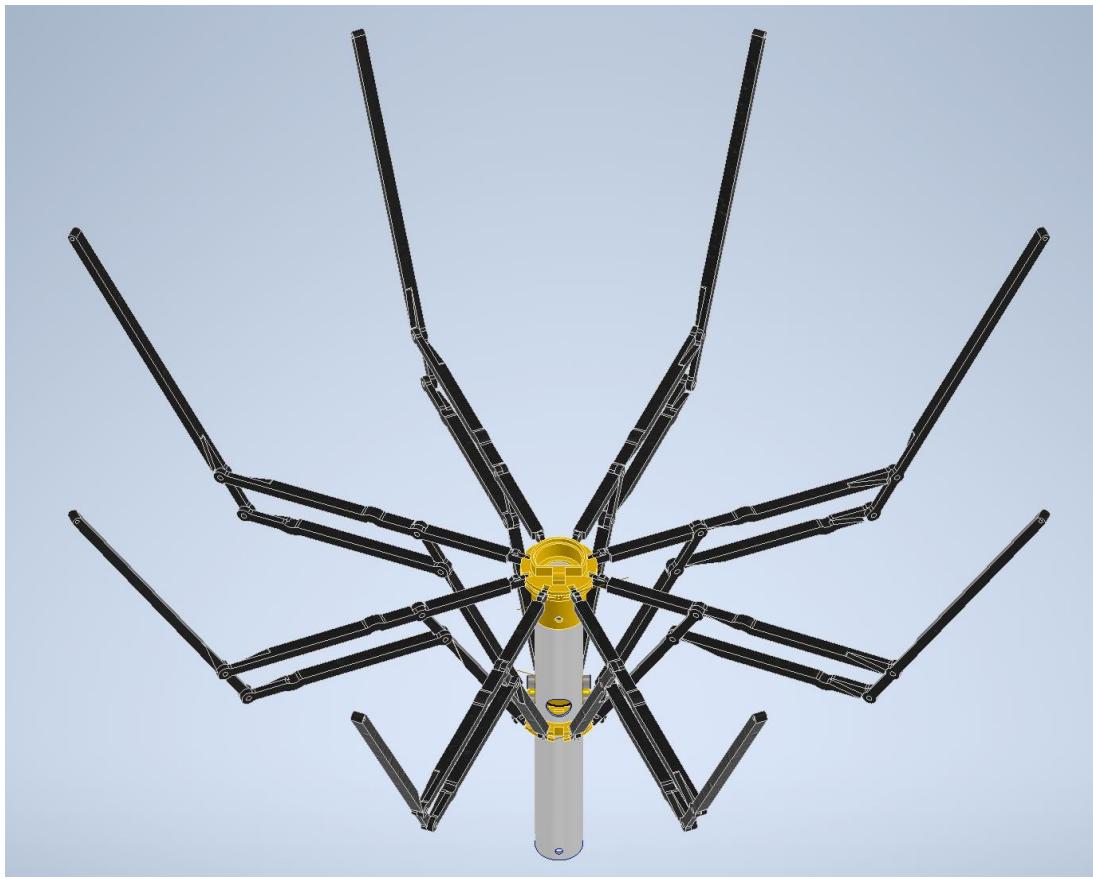
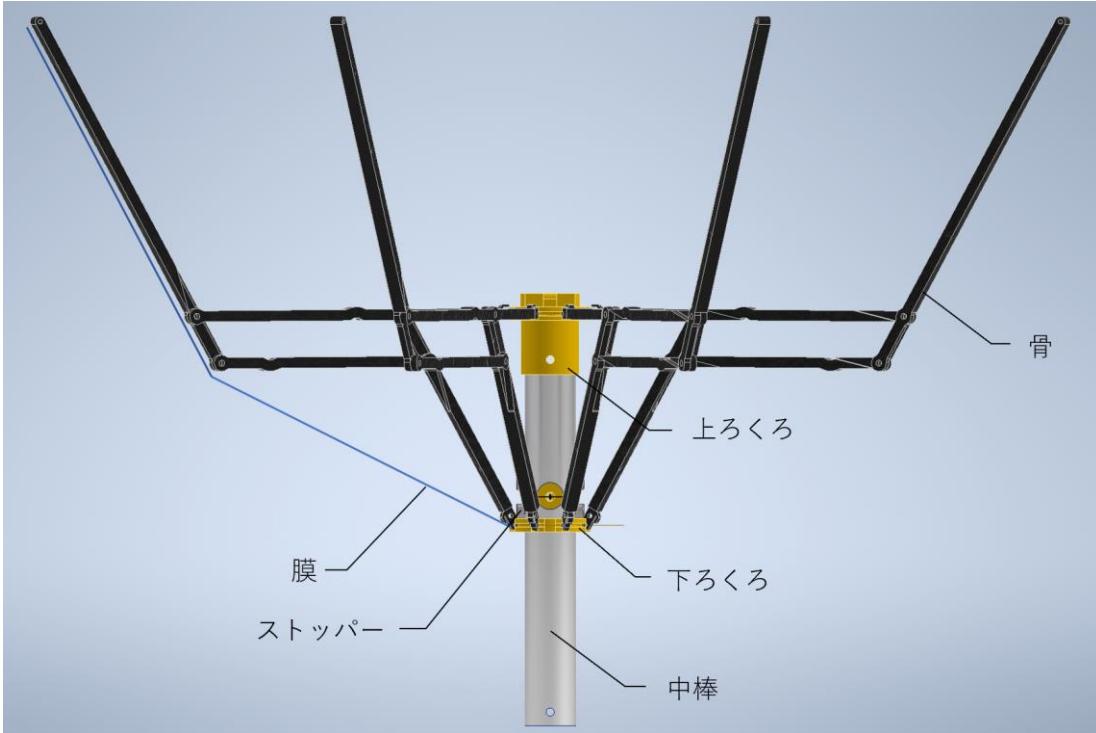


Fig.4.2.6 展開前の反射鏡部

(a)



(b)



(c)



Fig.4.2.7 展開後の反射鏡部

(a)概要 (b)詳細名称 (c)反射膜をつけた様子

- 反射膜

反射鏡部において、太陽光を反射する機能を備える部分である。Fig.4.2.8 が今回反射膜を製作する際に用いた形状である。

図の最も外側の図形及び線は布自身の形状である。集光において反射膜は、理想形状に近づけるためにしっかりと張力によって張られている必要がある。このことにより反射膜は各骨間の最小距離で設計されており、これを十分に張ることのできる布を用いている。

また、図には反射膜外形とは別に 5 つの小さなエリアに区切られた部分があるが、これは反射膜布に貼り付ける反射材である。これら反射材は先ほどの布に貼り付けるために折り目を避けて配置されている。この配置及び形状により、反射材の表面精度を保つつつ膜展開が可能なような折り紙のような構造を実現している。

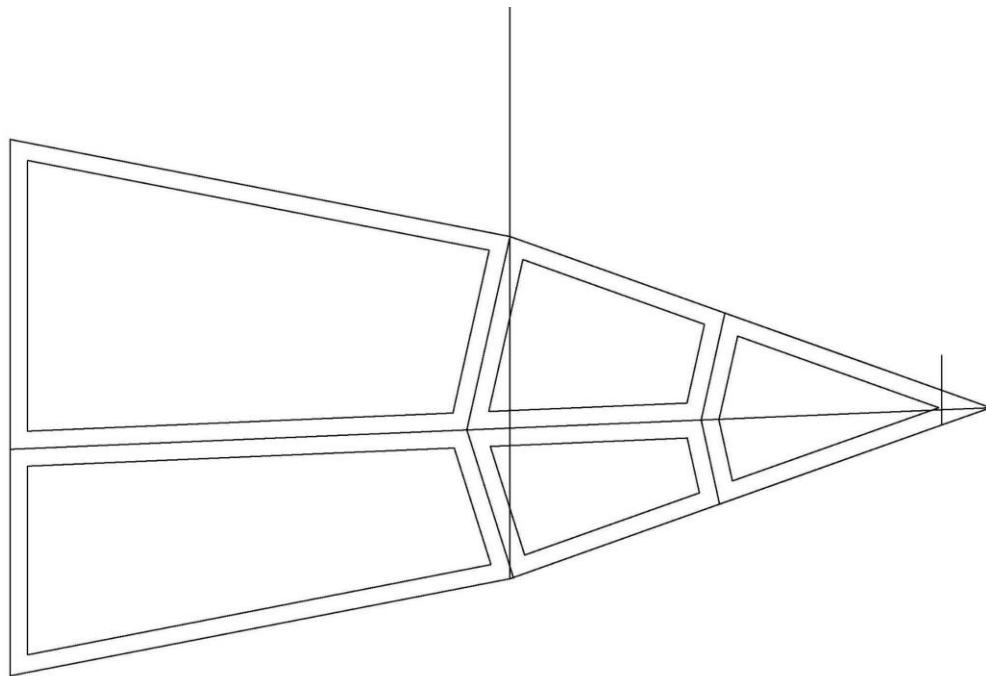


Fig.4.2.8 反射膜の形状

- 骨部

この構造では、先ほどの反射膜を支える機能、及び展開時、収納時の動きのガイドとなる機能が求められる。この部材は集光によって熱が集まる場所でもあるので耐熱性と強度を持ち、かつ形状が複雑なため加工が簡単であることが必要であった。そこで、重量はほぼ ABS と同じで強度が ABS の 6 倍に相当するマイクロナノカーボンファイバー入りの樹脂を 3D プリンタで加工した。

形状としては、十分な強度を持つであること、反射鏡部を収納するための輪ゴムをかける場所が必要であること、小さく折りたためることが要求としてあった。これらより、Fig.4.2.9 のような構造を本ミッションでは採用した。全部で 4 種類のパーツで構成され、要求項目の一つであった輪ゴムをかける場所は骨 1 及び骨 3 に存在する。また、各パーツをつなぎとめる素材としてはとめを採用し、強度を確保している。

先ほどの反射膜をこの骨部に糸で括り付けることで反射鏡部を作成している。糸での接合を採用した理由としては、接合部において自由回転が起きること、張力がかかっても伸びが起きること、接合部において布が変性しないことがあげられる。

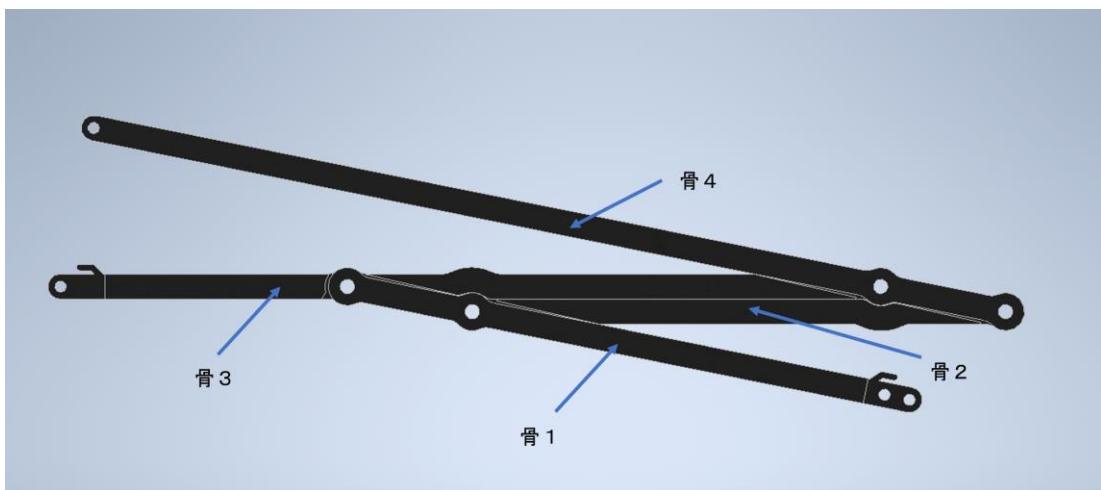


Fig.4.2.9 1つの骨組み

- ターンテーブル部

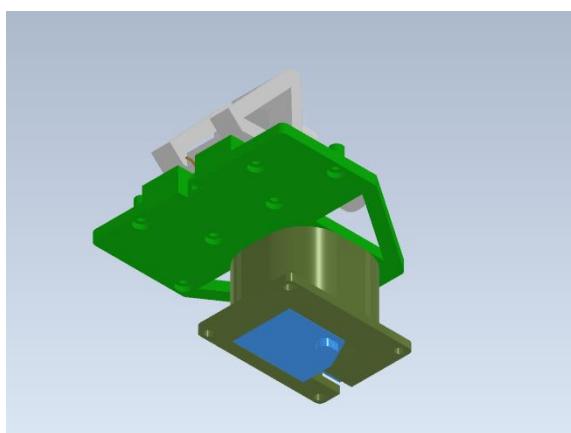
この機構では Fig.1.2 の「反射鏡部の持ち上げ」と「太陽指向」を行う。Fig.4.2.9 に鳥瞰図とその逆側からの視点の図を示している。この部分はモータをカバー部底面に固定、立ち上げ部の円筒を反射鏡部中棒に固定することでターンテーブル、引いては反射鏡部をヨー軸回転することができる。

まず、反射鏡部の持ち上げについては、カバー部の展開により反射鏡部を解放し、関節部分の間に取り付けてあるばね蝶番と引きばねにより持ち上げを行う。その際の持ち上げ角度は 45 度とする。これは打ち上げ当日のブラックロック砂漠において日中の太陽高度が 30 度から 60 度であり、持ち上げ角度を 45 度とすると誤差 15 度となる。今回反射鏡部の構造に採用した二重円錐構造は太陽方向から 15 度のずれでも 50% の効率で集光できるため、45 度に仰角と固定しても十分集光できると判断したためである。

次に、太陽指向については、モータでターンテーブル部を回転させて行う。反射鏡部中棒の先端に取り付けられている光センサにより光の強度を測定し、Fig.4.2.9 の深緑色部分に示しているモータ（ミニモーター低速ギヤボックス（4 速））で太陽指向を行う。

太陽指向及び太陽光が集光できていることの確認用光センサやその補正用の温度センサのハーネスは反射鏡部中棒の中を通り、一度ターンテーブル上の基板に集約された後にメイン基板へとまとめたハーネスで繋がっている。これはターンテーブルを回転させたときに全部で 14 本のハーネスが互いに絡み合ったりねじれたりすることを防ぐ目的がある。立ち上げ部をはさんで反対側には加速度センサ基板が取り付けられておりターンテーブル上からは合わせて 2 つのまとめたハーネスのみがメイン基板に繋がれていることとなる。

(a)



(b)

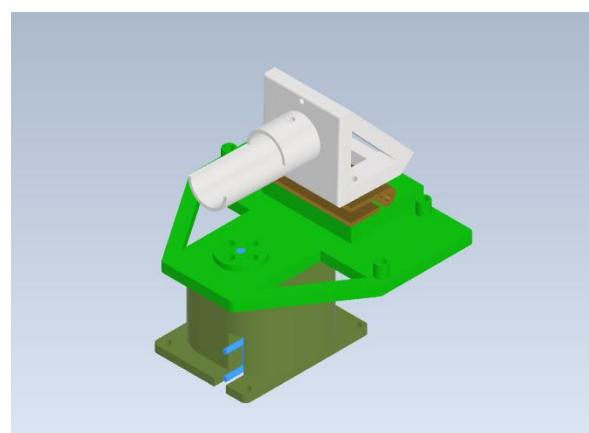


Fig.4.2.10 ターンテーブル部の概略図

(a)鳥瞰図、(b)反対側からみた図

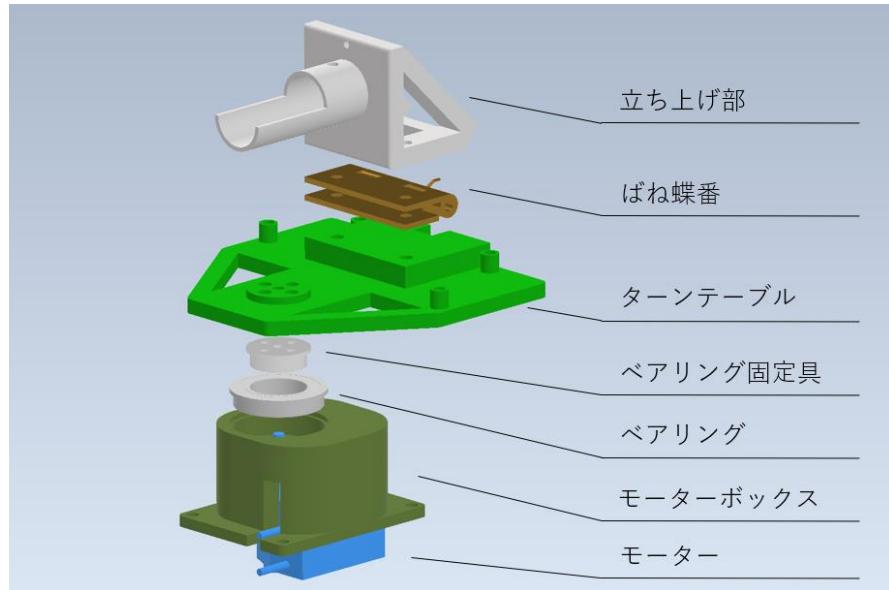
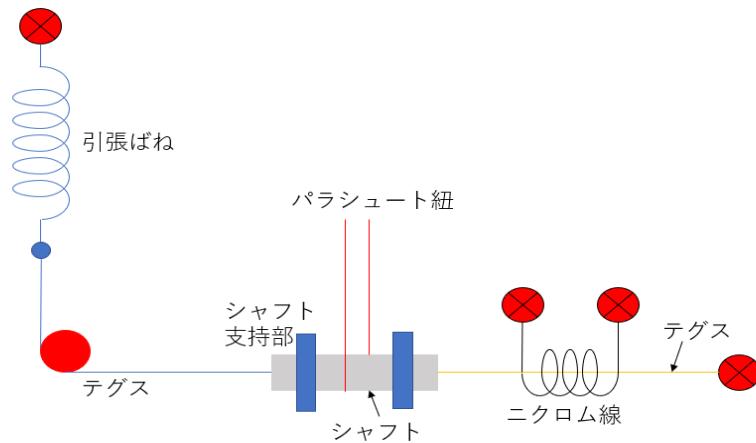


Fig.4.2.11 ターンテーブル部の詳細名称図

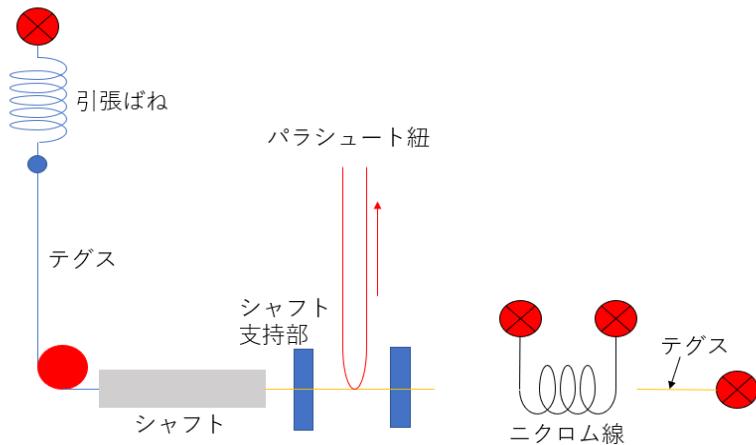
- 溶断機構

溶断機構はパラシートの分離、カバー部の展開に用いられる。主に引張ばね、シャフト、ニクロム線、テグスで構成されている。パラシートの分離ではニクロム線に電流を流してテグスを溶断することでシャフトの逆端についている引張ばねによりシャフト支持部からシャフトが抜ける仕様になっている。実際の機構の写真は Fig.4.2.12 (c)である。

(a)



(b)



(c)

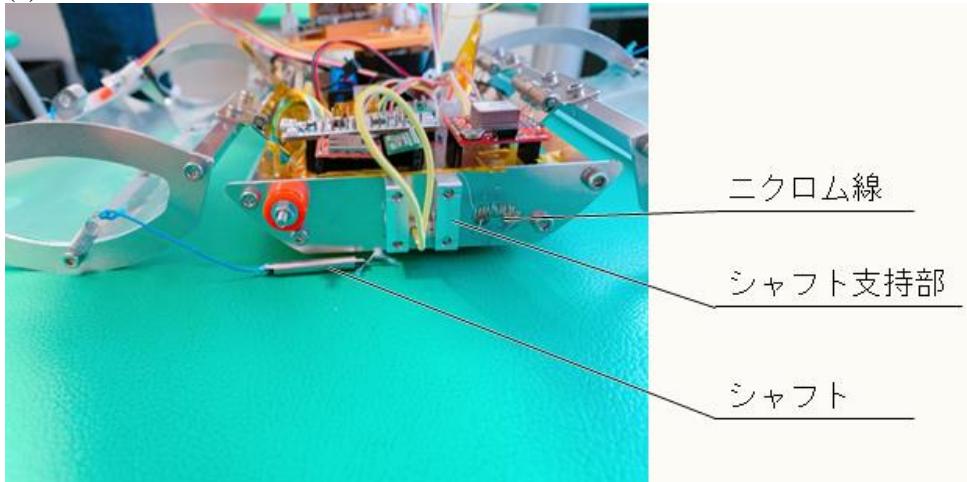
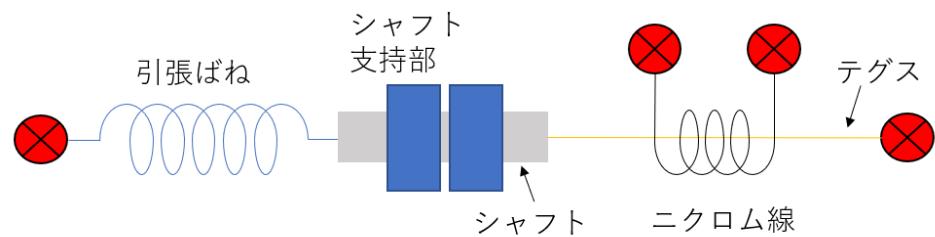


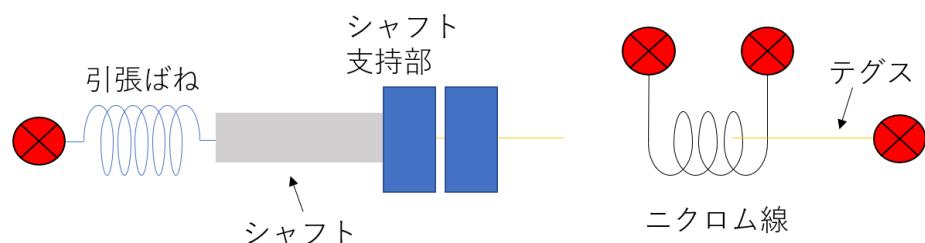
Fig.4.2.12 (a)溶断前の機構模式図 (b)溶断後の機構模式図
(c) パラシュート分離用溶断機構

また、カバー部の展開についてはシャフトを門のように用いること以外はパラシュートの分離と同じような機構である。実際の機構の写真は Fig.4.2.13 (c)である。

(a)



(b)



(c)

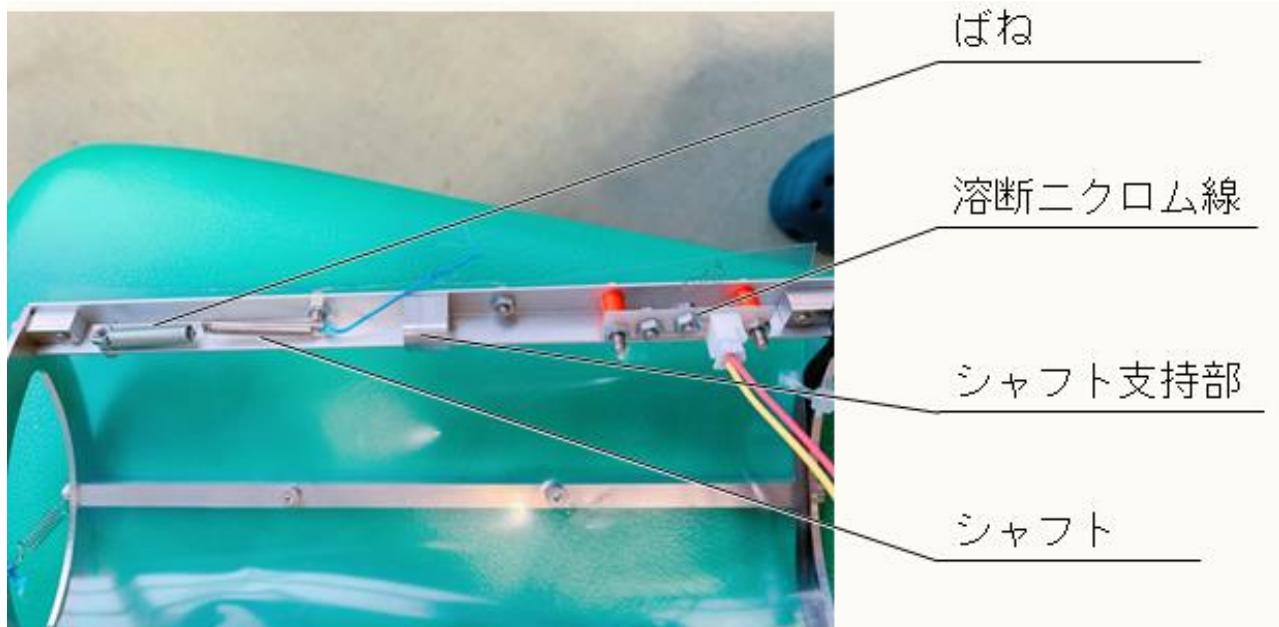


Fig.4.2.13 (a) 溶断前の機構模式図 (b) 溶断後の機構模式図

(c) カバー部展開用溶断機構

- パラシュート

パラシュートの形は製作のしやすさを考えて、正六角形で作成することとした。また、パラシュートの底角については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を行う。正六角形を 6 つの正三角形に分けた時の一辺の長さを R としておくと、スピルホールの穴を無視して六角形の面積は

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

で与えられる。この面積は、「Parachute Recovery System Design Manual, T.W.Knacke」の資料にある公称面積に対応する。

次に、本機体に搭載するパラシュートはその安定のためスピルホールを作成することとする。スピルホールの大きさについて Utah State University の資料「Recovery System: Parachutes 101」（参考 URL : http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_6530_Web/New_Course/launch_design/Section3.5.pdf）によれば、パラシュートの公称面積を S_0 、スピルホールの面積を S_v としたとき、

$$\frac{S_v}{S_0} \sim 0.01 (= 1\%)$$

とするのが一般的という記述があった。ここで、六角形で作るパラシュートが展開した際、その断面形状は円形に近い形になることが考えられる。そのため、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ことにする。そこで、パラシュートの半径を R 、スピルホールの半径を r とおいて考える。

設計計算を見通しよくするため、スピルホール比というパラメータを

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

と定義することにする。すると、

$$\zeta \sim 0.1$$

と計算できる。ここに過去のパラシュート投下試験の経験則から得られるパラシュートが安定するためのスピルホール比が少し大きいことを加味し、 $0.1 < \zeta < 0.2$ 程度で想定し、投下試験の結果からより安定するスピルホール比を $\zeta = 0.2$ と決定した。

次に、システム要求の【S6】「地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有し、その性能が試験で確認できている」より目標終端速度を 5 m/s とし、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 m を機体質量、 v を機体の降下速度として以下のように記述される。

$$m\dot{v} = mg - \frac{1}{2}\rho v^2 [(C_D \cdot S_0)_p + (C_D \cdot S_0)_v]$$

ただし、 $(C_D \cdot S_0)_p$ はパラシュート、 $(C_D \cdot S_0)_v$ は機体に関する、抗力係数と公称面積の積を示している。ただし、機体の公称面積は表面積ではなく断面積で定義することとする。

パラシュートの抗力係数について、「Parachute Recovery System Design Manual, T.W.Knacke」(参考 URL : <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA247666>)による円形モデルの抗力係数

$$0.75 < C_D < 0.80$$

から、低めに見積もり設計値として $C_{D,p} = 0.75$ とする。

機体について、解析的には円柱にモデル化して捉えることとする。機体質量は大きく見積もり、 $m = 1.05 \text{ kg}$ 、機体直径は想定している $d = 0.14 \text{ m}$ 、機体長さも想定している $l = 0.20 \text{ m}$ と与えることにする。すると、 $\frac{l}{d} \approx 1.42$ であり、横向きに落下することから抗力係数は以下の値が使える。

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

この値から線形補間することで、機体の抗力係数は

$$C_{D,v} = 0.63 + \frac{0.68 - 0.63}{2 - 1} \cdot (1.42 - 1) \approx 0.65$$

を用いることとする。また、

$$S_{0,v} = ld = 0.028 \text{ m}^2$$

より

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

が得られる。

なお、運動方程式を解く際に用いた大気密度については US 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) から開催地であるブラックロック砂漠の高度 (1,200 m 程度) より $\rho = 1.0900 \text{ kg/m}^3$ を採用した。

システム要求の【S6】より決定した目標終端速度 ($v = 5 \text{ m/s}$, $\dot{v} = 0 \text{ m/s}^2$) を代入して運動方程式を解くと

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

から

$$S_o, p = \frac{\frac{2mg}{\rho v_{req}^2} - (C_D \cdot S_0)_v}{C_{D,p}} = 0.9833 \text{ m}^2$$

として必要なパラシュートの公称面積が得られる。ここから逆算することにより、 R を求める

$$R = \sqrt{\frac{2S_0}{3\sqrt{3}}} \approx 0.62 \text{ m}$$

となり、今回のパラシュートではこの寸法を採用することにした。

パラシュートの寸法を Fig.4.2.14 に示す。

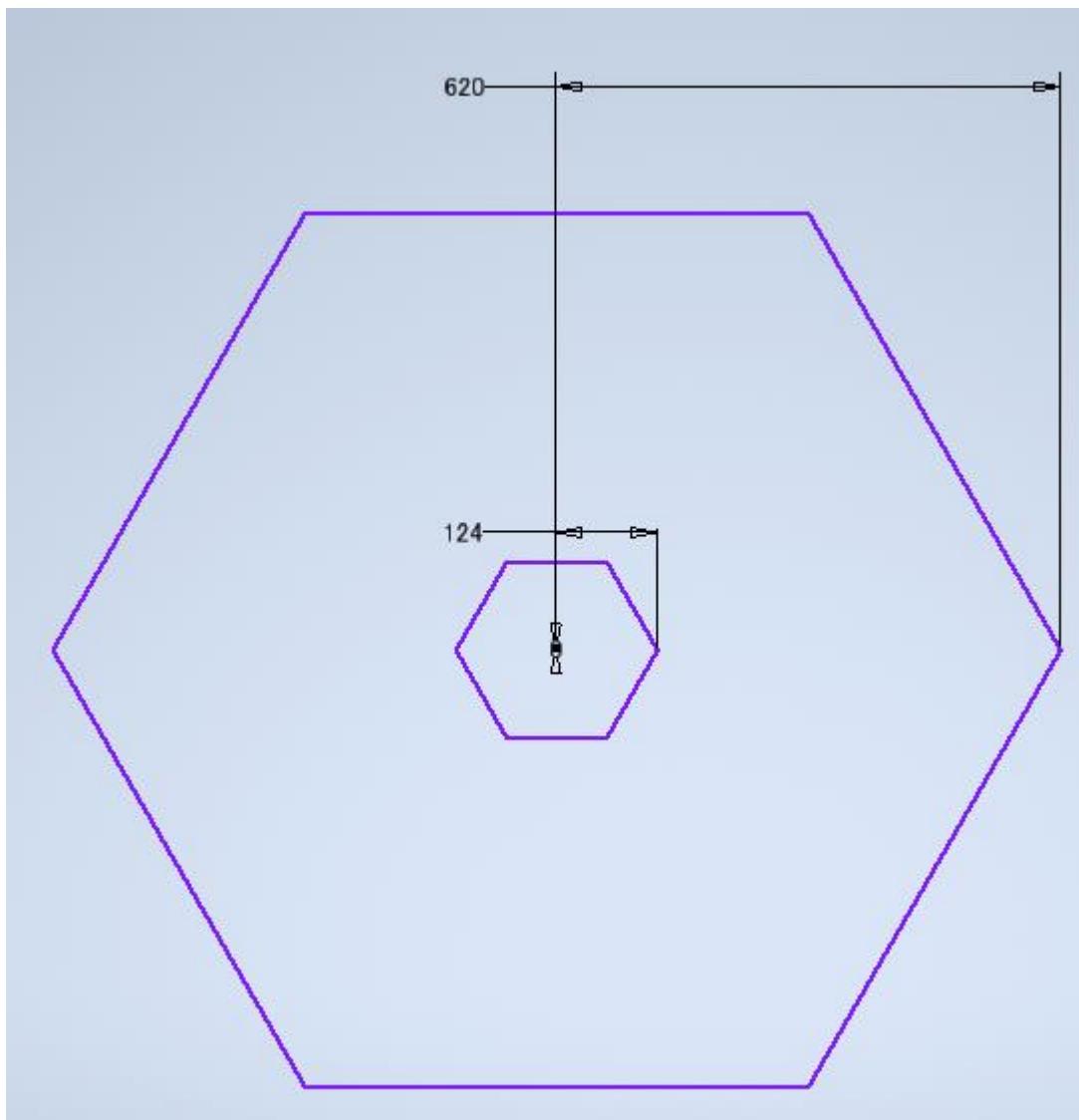


Fig.4.2.14 パラシュートの寸法

パラシュートの材質はリップストップを用い、裁断部は折り返してナイロン 66 の糸を用いて縫った。ハトメは内径 5 mm のものを各々の頂点に計 6 個分つけた。実際に製作したパラシュートを Fig4.2.15 に示す。



Fig.4.2.15 制作したパラシュート

シュラウドラインに関してはケブラーラインを用いて作成した。長さはパラシュートの公称径

$$D_0 = \sqrt{\frac{4S_0}{\pi}} \approx 1.119$$

を用いて、 Utah State University の資料 「Recovery System: Parachutes 101」 （参考 URL : http://mae-nas.eng.usu.edu/MAE_6530_Web/New_Course/launch_design/Section3.5.pdf ）により、 シュラウドラインは $1 < \frac{l}{D_0} < 2$ に設定することが多いため、 この範囲内にあてはまる値を用いてシュラウドラインを $l = 1.5 \text{ m}$ と決定して作成している。

また、 機体からの分離をひっかかりなく行うため溶断機構との接続部は両端がアイ加工されたワイヤを使用している。加えて、 着地後、 パラシュートが機体の上にかぶらないようシュラウドラインを束ねた点からワイヤ部まで 1m 離し、 収縮チューブによって硬化させている。

4.3 電装

4.3.1 回路

電装系のシステムを Fig.4.3.1 のシステムダイヤグラムで示す。

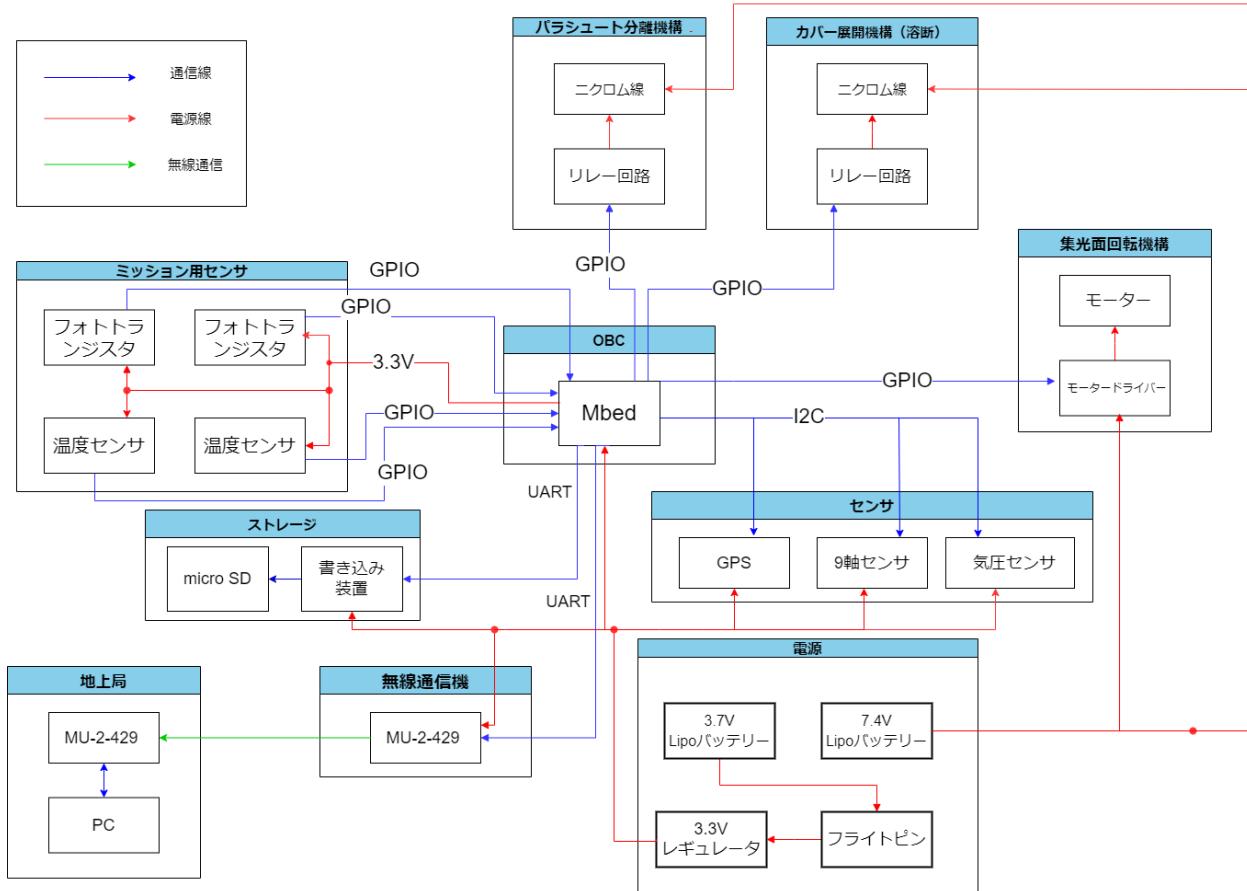


Fig.4.3.1 システムダイヤグラム

基板は OBC や GPS モジュールを搭載するメイン基板と、通信機 MU-2 を搭載する基板、9軸センサを搭載した基板及び各センサーと接続するための基板に分かれている。

電源は 3.7V と 7.4V の Lipo バッテリーを搭載している。ライトピンが抜けることにより、3.7V バッテリーからマイコンに給電が行われる。7.4V バッテリーはテグス溶断とモータへの給電を利用している。

➤ 4.3.1.1 メイン基板

mbed、各種センサ、SD スロット、モータードライバー、テグス溶断を行うニクロム線への電流を制御する回路を搭載している。

マイコン及びセンサ、SD、無線機には、電圧 3.7V のバッテリーから 3.3V レギュレー

タを介して給電を行っている。ミッション用センサはマイコンからの3.3V給電となっている。

また、7.4Vバッテリーを利用して、テグス溶断とモーター駆動を行っている。

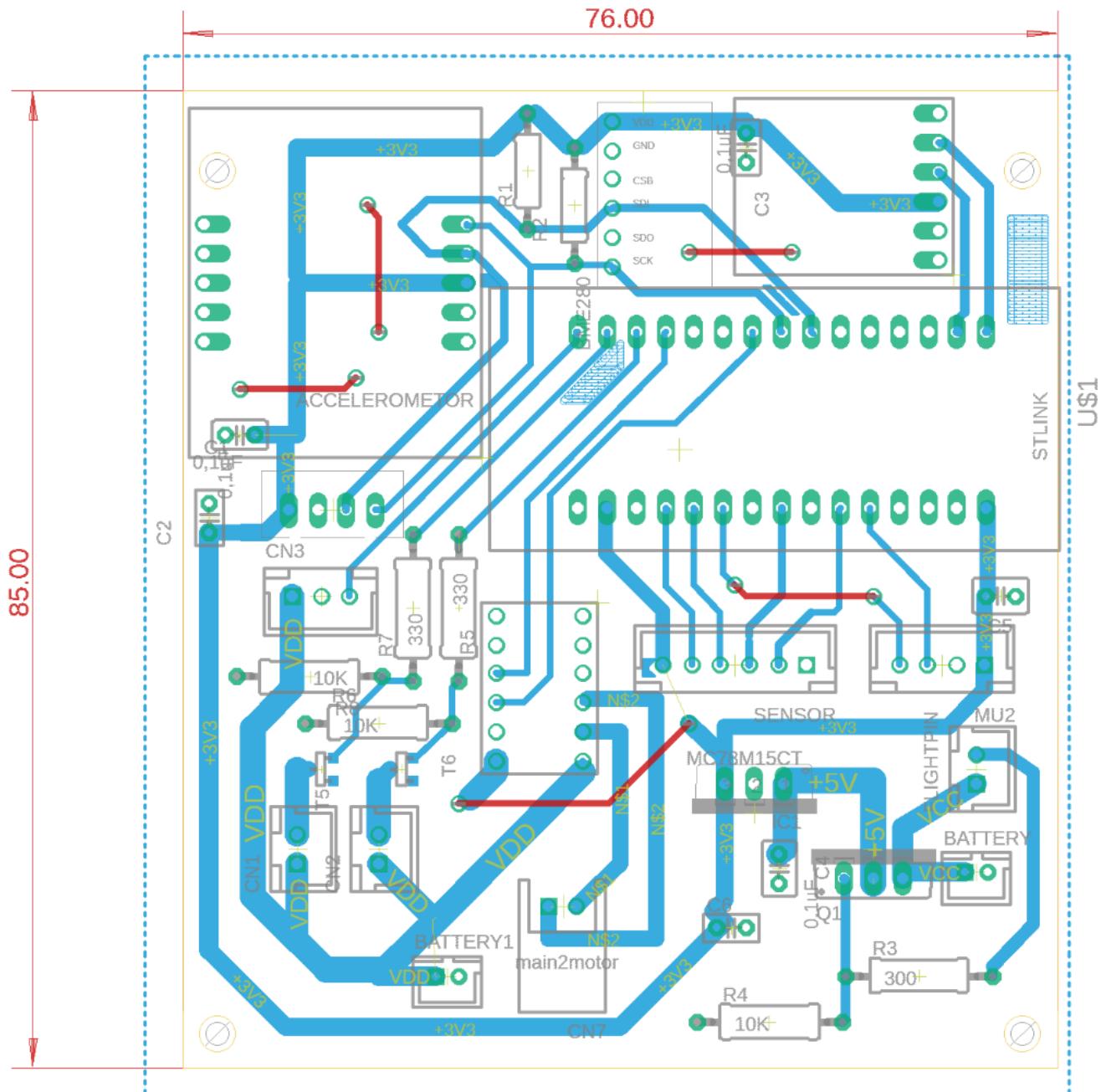


Fig.4.3.2 メイン基板 基板図

➤ 4.3.1.2 MU-2 基板

この基板には MU-2-429(無線機)を搭載している。

コネクタを介してメイン基板上の mbed と接続されている。

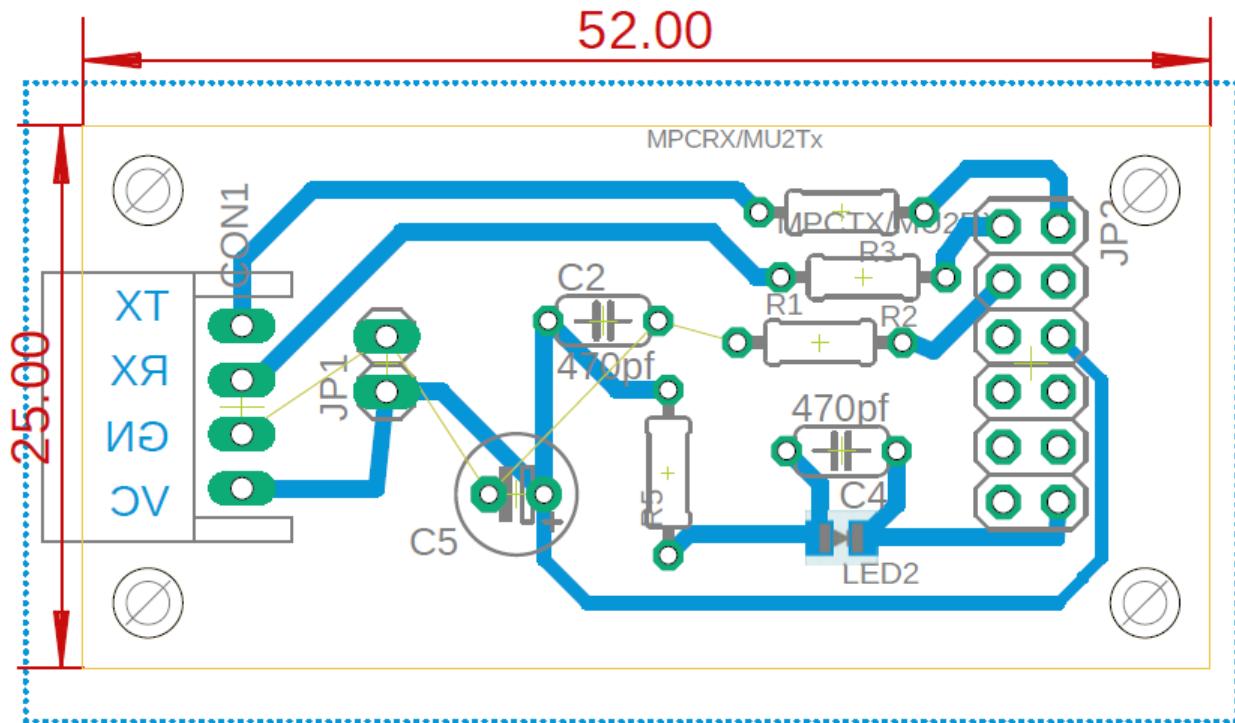


Fig.4.3.3 MU-2 基板 基板図

➤ 4.3.1.3 光・温度センサ基板

この基板は反射鏡部中棒内部及び先端に配置された光センサと温度センサと、mbedの中継を行う基板である。

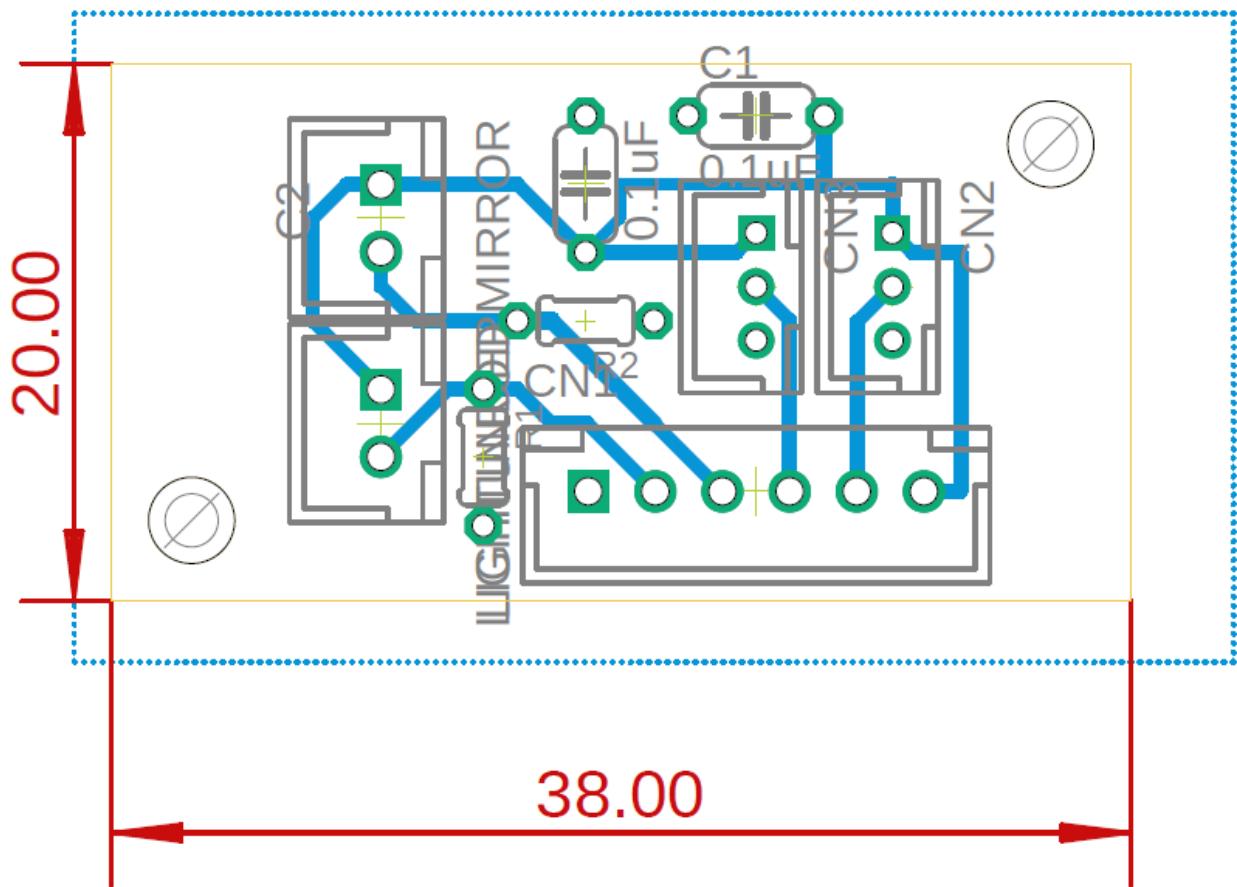


Fig.4.3.4 光・温度センサ基板図

➤ 4.3.1.4 9軸センサ基板

この基板上には9軸センサが搭載されており、ターンテーブル部に設置されている。

コネクタを通じて mbed に接続されている。

9軸センサは、反射鏡部の回転角の検知に利用されており、光センサの情報と合わせることで、反射鏡部の太陽方向への指向を行う。

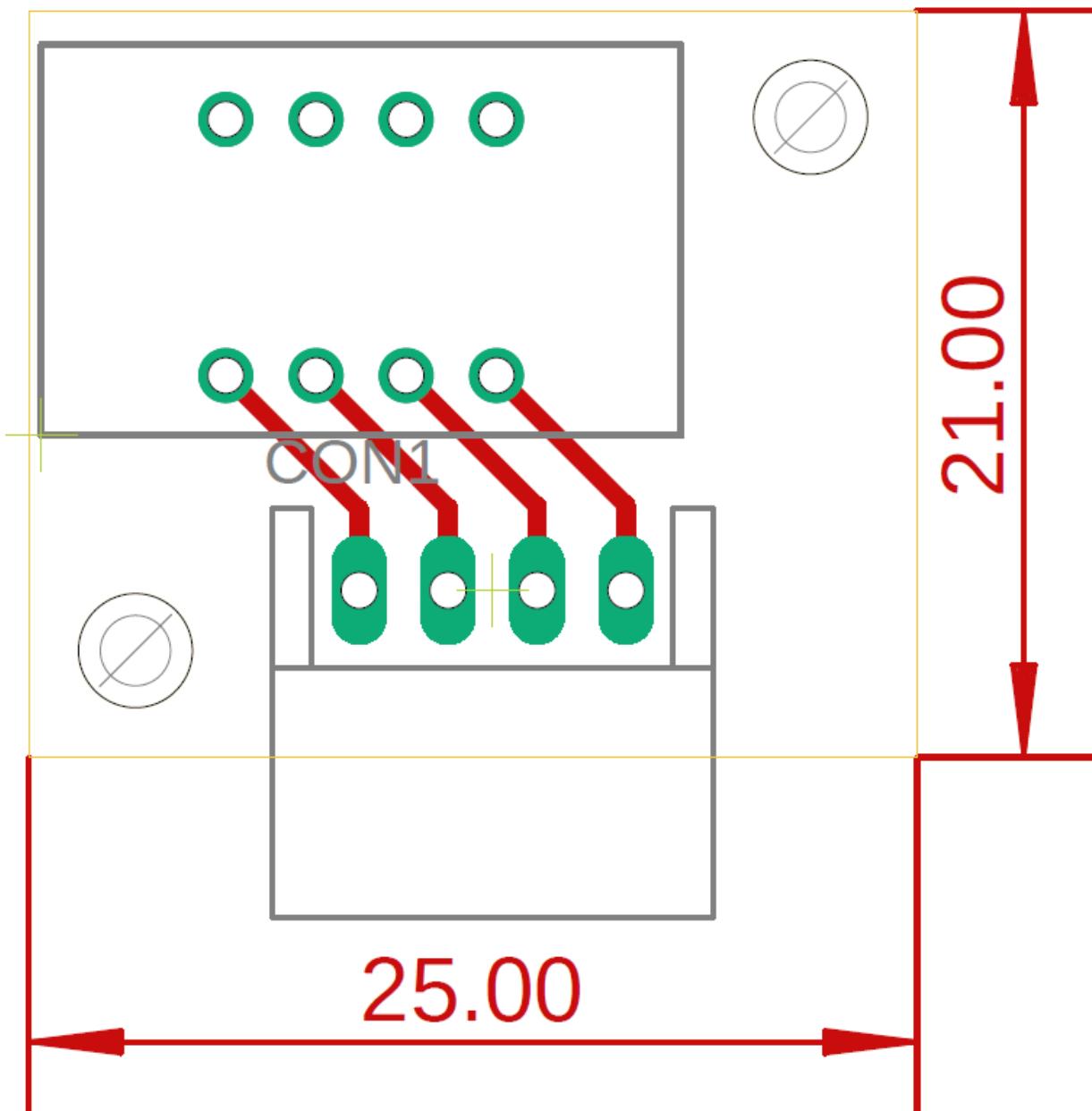


Fig.4.3.5 9軸加速度センサ基板 基板図

Table 4.3.1 に本機体に搭載されている電装部品を示す.

Table 4.3.1 電装機器リスト

マイコン	mbed STM32 NUCLEO L432KC
通信機	MU-2-429
GPS センサ	GPS モジュール XA1110
9 軸センサ	9 軸センサモジュール BNO055
書き込み装置	SD カードスロット OpenLog
気圧センサ	気圧センサモジュール BME280
モータードライバー	DRV8835
フォトトランジスタ	ST-1CL3H
温度センサ	温度センサ IC MCP9700A

4.3.2 アルゴリズム

本機体はマイコン起動後、衛星ステータスと GPS 情報を送信する GPS スレッドとミッションの制御を行うメインスレッドに分けて制御を行うマルチスレッド方式をとる。

メインスレッドは、それぞれのミッションシーケンスを衛星ステータスとして選択する。

GPS スレッドでは、位置情報と衛星ステータスを取得し、通信機でその内容を送信する。衛星ステータスが 5 以外であればその内容を SD に書き込む。2 秒ごとにこのループを繰り返す。

フローチャートを以下に示す。

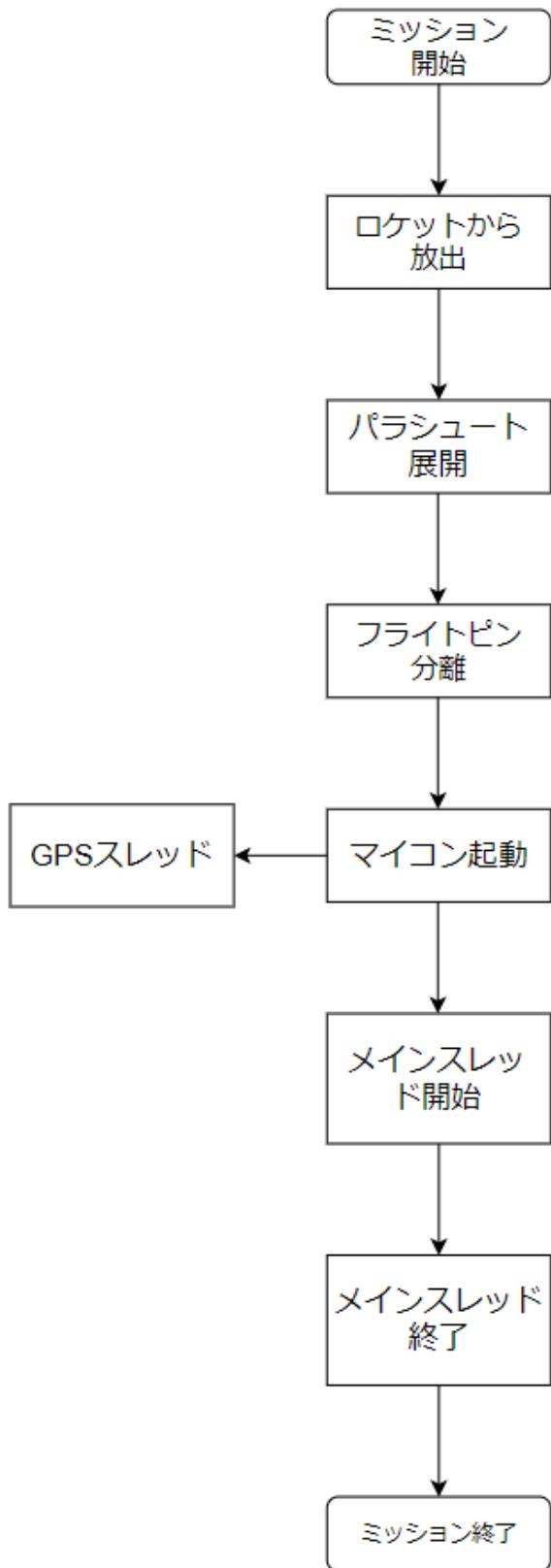


Fig.4.3.2.1 全体フローチャート

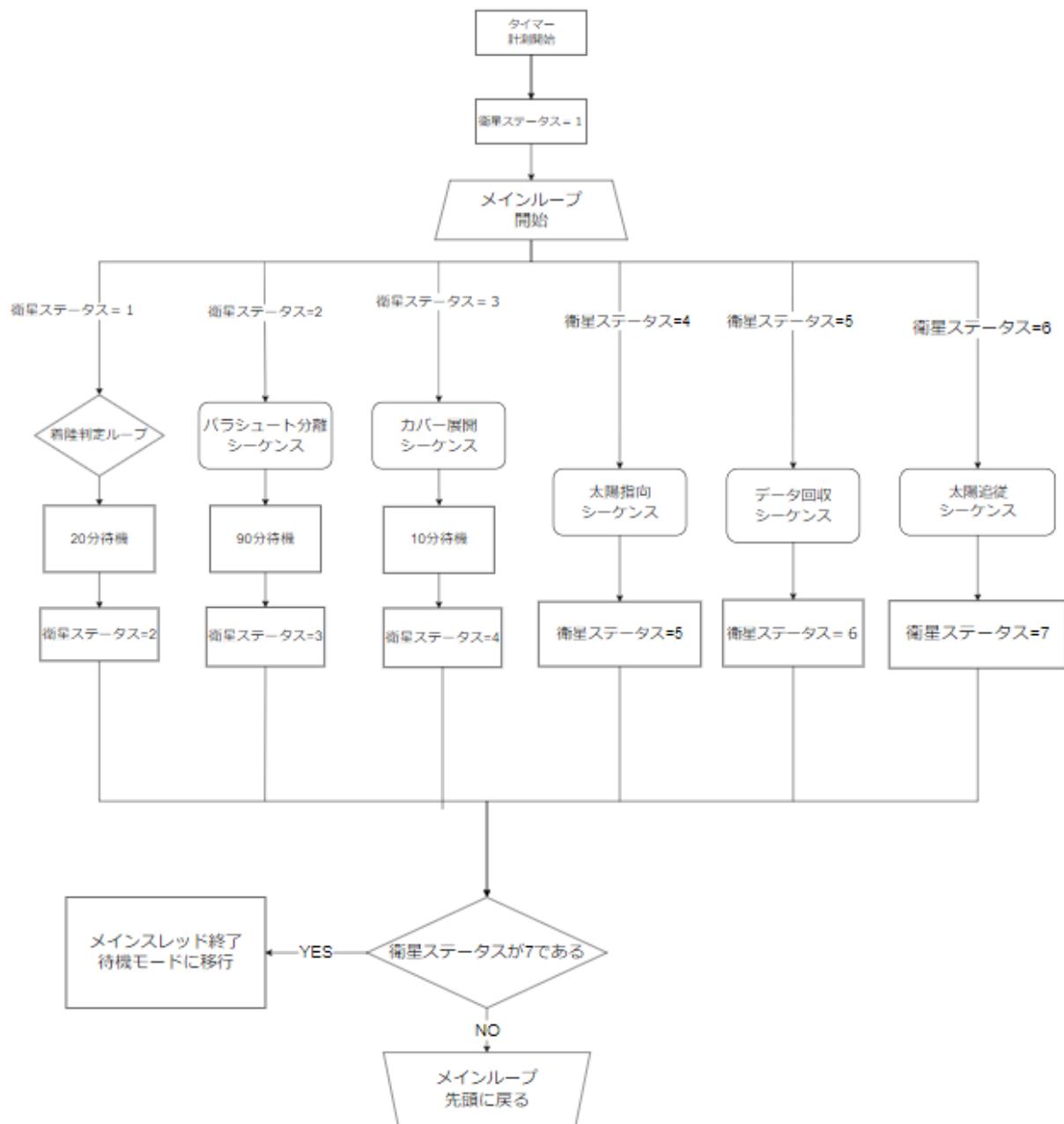


Fig.4.3.2.2 メインスレッドフローチャート

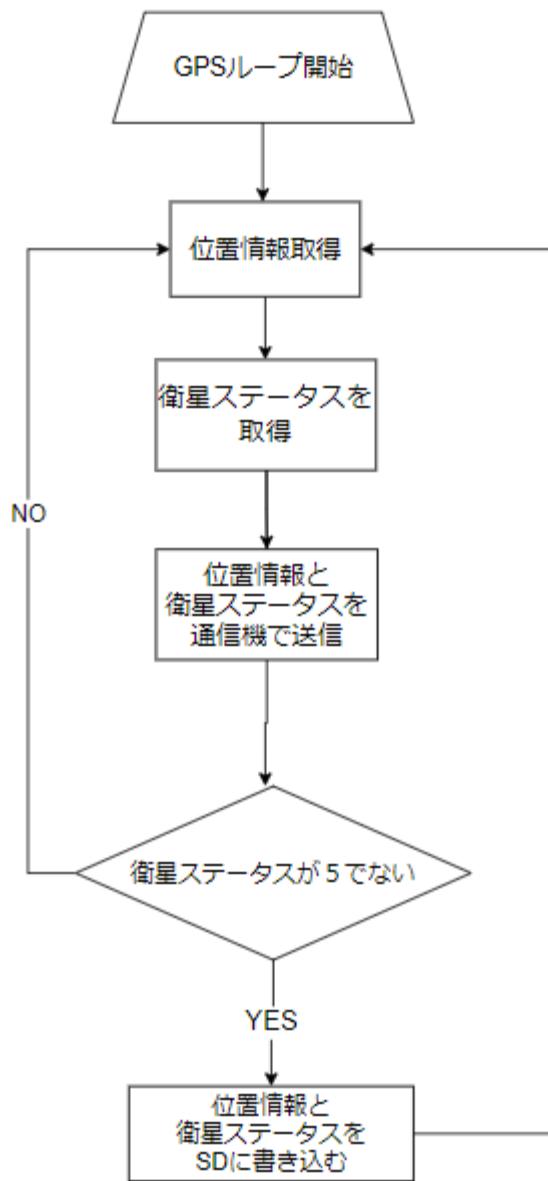


Fig.4.3.2.3 GPS スレッド

それぞれのステータスにおけるシーケンス内容を Table 4.3.2 に示す。

Table 4.3.2 ステータス番号とシーケンス内容対応表

ステータス番号	シーケンス内容
1	着陸検知
2	パラシュート分離 (テグス溶断)
3	カバー展開 (テグス溶断)
4	太陽指向 (モーター回転)
5	データ回収 (SD書き込み)
6	太陽追従 (モーター回転)
7	待機モード

ステータス 1：着陸検知シーケンス

気圧値を取得し、ひとつ前に取得した値との差を比較する。差が 0.1hPa より大きければ、着陸カウントを変更せずに気圧値取得へ戻る。差が 0.1hPa 以下のとき着陸カウントを+1 し、着陸カウントが 10 以下であれば気圧値取得へ戻る。着陸カウントが 10 を超えたうえ、タイマー計測値が 15 分を超えた場合着陸判定とする。

また、着陸カウントが 10 とならなかった場合でも、20 分経過すればパラシュート分離シーケンスへと移行する。20 分という数字は、パラシュートでの落下時の終端速度 5m/s で上空 4 km から落下した場合の落下時間から決定している。

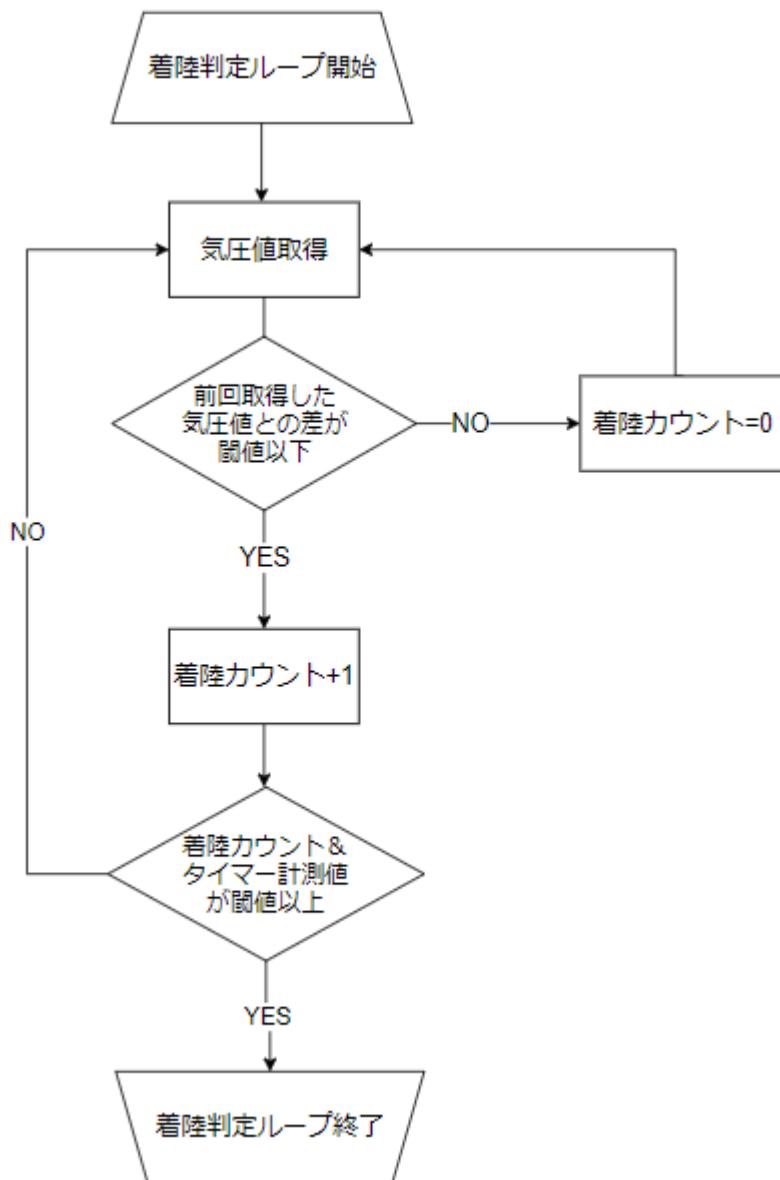


Fig.4.3.2.4 着陸検知フローチャート

ステータス 2：パラシュート分離シーケンス

ピンから 1 を入力することでニクロム線を加熱する。加熱開始したら加熱開始を SD に記録する。5 秒後ピンに 0 を入力しニクロム線過熱を終了する。加熱終了を SD に記録し、90 分の待機時間を経てカバー展開シーケンスへと移行する。

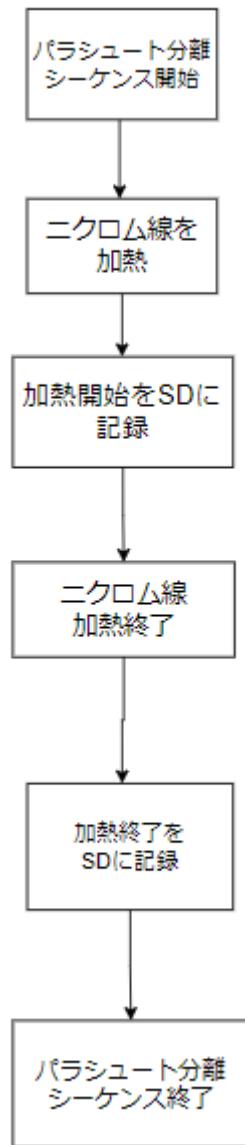


Fig.4.3.2.5 パラシュート分離フローチャート

ステータス 3：カバー展開シーケンス

ピンに 1 を入力することでニクロム線を加熱する。加熱開始したら加熱開始を SD に記録する。5 秒後ピンに 0 を入力しニクロム線過熱を終了する。加熱終了を SD に記録し、カバー展開シーケンスへと移行する。

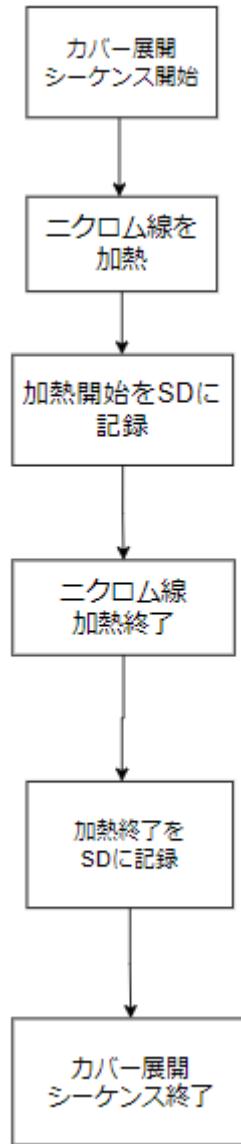


Fig.4.3.2.6 カバー展開フローチャート

ステータス 4：太陽指向シーケンス

9軸センサの値を取得し、取得できていなければ9軸センサをリセットしてシーケンス初めに戻る。取得できていたらモーターを初期位置から-180°回転させ、ここから太陽検知ループが開始となる。モーターを反時計回りに0.1秒間回し、フォトトランジスタの値を取得する。取得した値がひとつ前の値より大きければ現在のターンテーブルのヨー軸周りの角度を太陽方向とする。モータの回転角が360°に達していなければ太陽検知ループのはじめに戻る。360°に達したら太陽検知ループを終了として決定した太陽方向までモーターを回転させる。これをもって太陽指向を完了としてデータ回収シーケンスへと移行する。

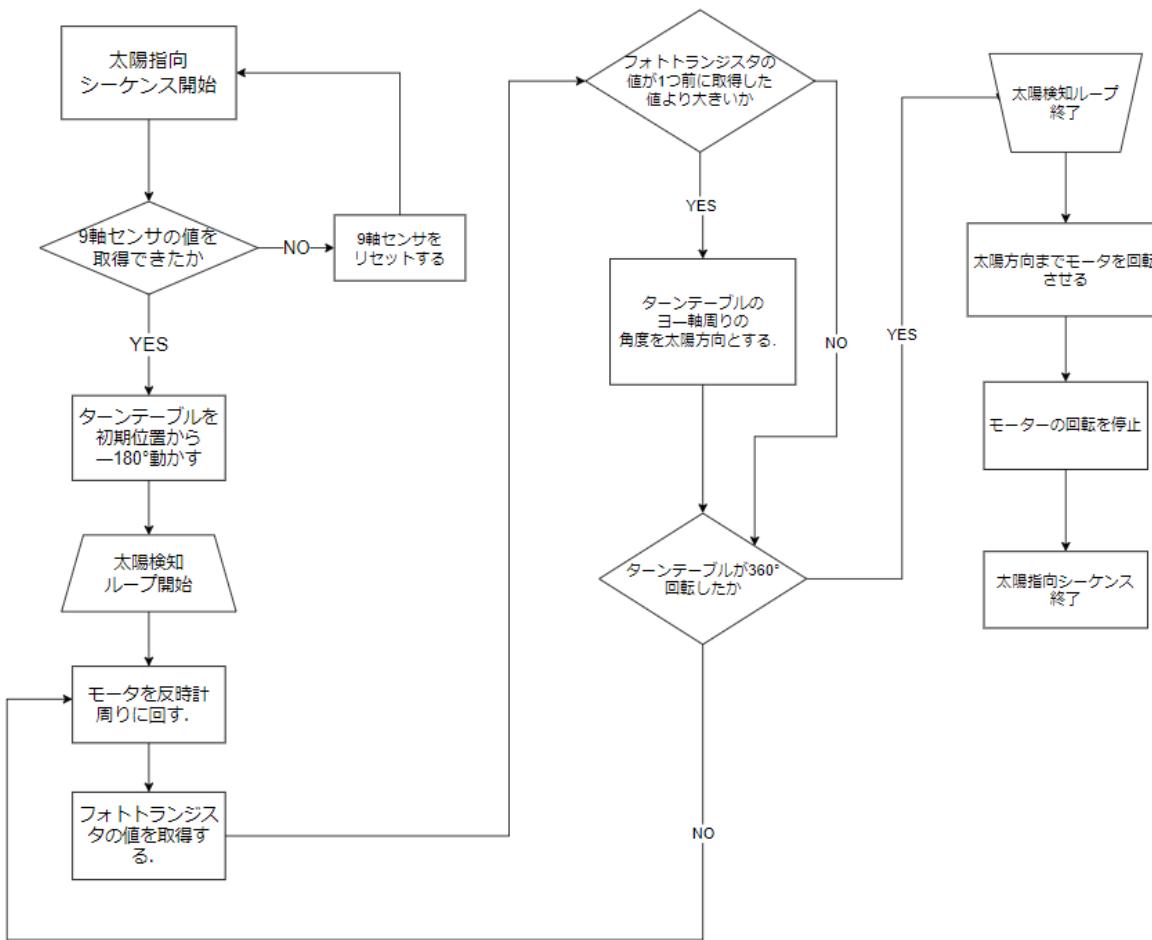


Fig.4.3.2.7 太陽指向フローチャート

ステータス 5：データ回収シーケンス

それぞれのフォトトランジスタと温度センサの値を取得し、SDカードに値を記録する。1秒待機しシーケンス開始から10分が経過していなければセンサ値取得に戻る。10分経過したらデータ取得を完了として、太陽追従シーケンスへと移行する。

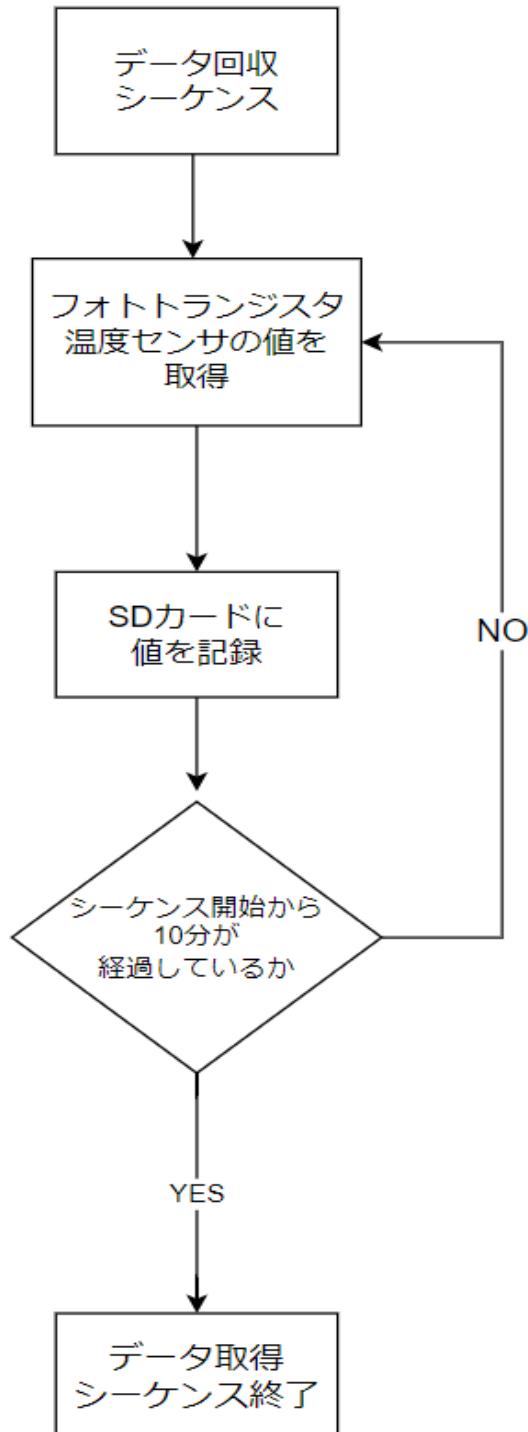


Fig.4.3.2.8 データ回収フローチャート

ステータス 6：太陽追従シーケンス

太陽追従シーケンスには、極値探索制御を採用している。

Fig.4.3.2.9 に太陽追従シーケンスにおける、太陽方向の検知の制御系を示す。

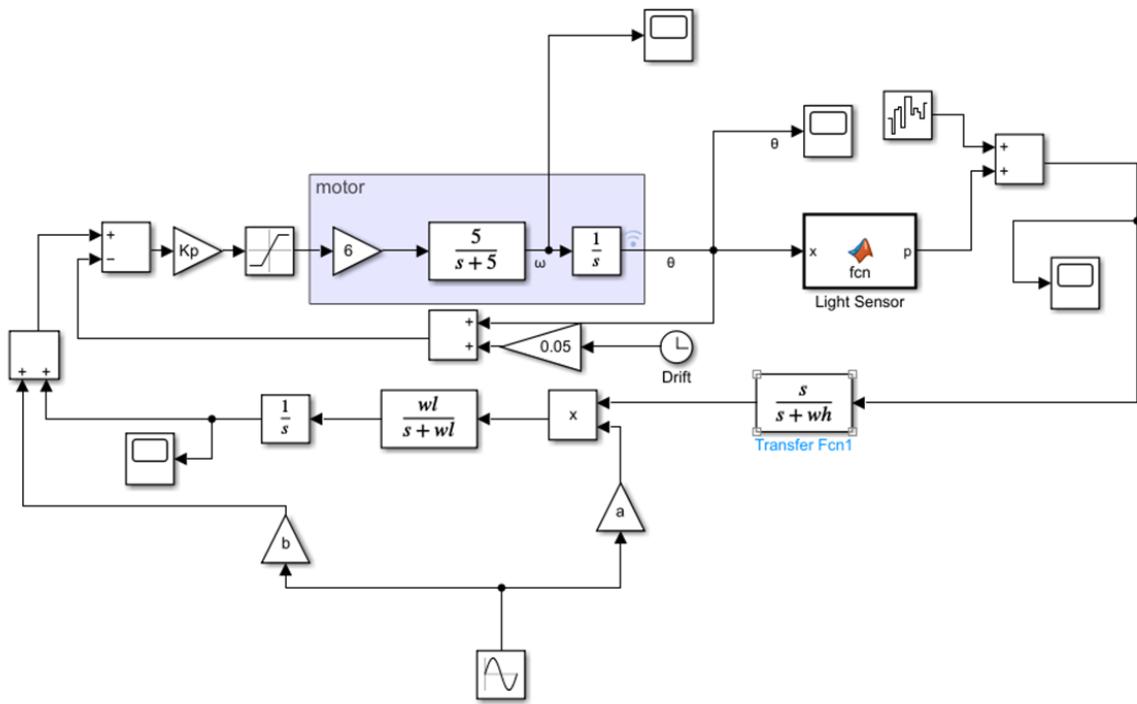


Fig.4.3.2.9 極地探索制御のブロック線図

ステータス 7：待機シーケンス

機能を GPS 情報、衛星ステータスの送信のみとして、待機する。

第5章 試験項目設定

番号	検証項目名	対応する自己審査項目の 要求番号（複数可）	実施日
V1	質量試験	S1	8/8
V2	機体の収納・放出試験	S2	8/8
V3	静荷重試験	S3	8/8
V4	振動試験	S4	8/7
V5	開傘衝撃試験	S5	8/7
V6	パラシュート投下試験	S6, M1	7/20
V7	通信距離試験	S7	8/6
V8	通信機電源 OFF/ON 試験	S8	8/7
V9	通信周波数変更試験	S9	8/7
V10	End-to-End 試験	S10	8/6
V11	着地衝撃試験	M2	8/6
V12	電力耐久試験	M3	8/7
V13	OBC 起動試験	M4	8/6
V14	パラシュート分離試験	M5	8/7
V15	カバー部展開試験	M6	8/5, 8/7
V16	反射鏡部持ち上げ試験	M7	8/5, 8/7
V17	反射鏡部展開試験	M8	8/8

V18	反射鏡部回転試験	M9	8/8
V19	反射鏡部熱試験	M10	8/6
V20	反射鏡部耐風圧試験	M11	8/3

第6章 実施試験の内容

各試験における動画は次の URL 上にアップロードしている。

<https://www.youtube.com/channel/UCAbw1JpoO8FLMKTSH6uduMw>

【V1】質量試験

- 要求項目

【S1】投下する機体の質量が基準を満たしている。

- 目的

CanSat とパラシュートを合わせた質量が規定質量である 1050 g 以下を満たすことを確認する。

- 試験日時

8/8（月） 0:30～1:00

- 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

- 参加者

田中友悠

- 試験内容

質量計で測定を実施し、機体とパラシュートを含めた全ての質量が、レギュレーションに記載されている質量（1050 g）以下であることを確認する。

- 結果

質量は 930 g であった。質量を測定した様子を Fig.6.1 に示す。



Fig.6.1 質量試験結果

【V2】機体の収納・放出試験

- 要求項目

【S2】容積がキャリア基準を満たしている

- 目的

CanSat とパラシュートを合わせた容積がキャリア(高さ 240 mm, 内径 146 mm の円筒形状)に収まることを確認する。また、自重でキャリアから放出できることを確認する。

- 試験日時

8/8 (月) 1:00～1:30

- 試験場所
東京工業大学 大岡山キャンパス
- 参加者
石井泰大
田中友悠
- 試験方法
 - 試験系
 - CanSat
 - パラシュート
 - キャリア



Fig.6.2 試験系

- 試験手順
 1. キャリアを作成し、内径 146 mm、高さ 240 mm であることを確認する。
 2. CanSat とパラシュートを合わせてキャリア内に収納できることを確かめる。
 3. 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。

○ 試験結果

試験で使用したキャリアは Fig.6.3 および Fig.6.4 よりレギュレーションに収まっていることが確認できた。



Fig.6.3 キャリアの高さ

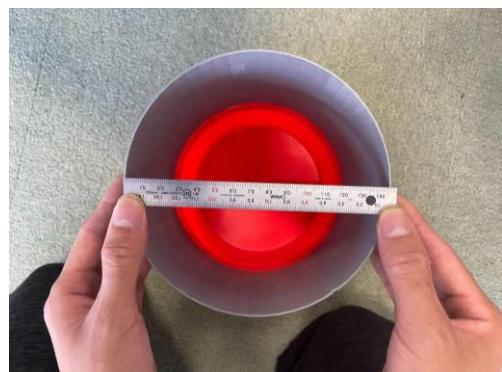


Fig.6.4 キャリアの内径

キャリアに搭載した CanSat は Fig.6.5 に示す通りしっかりと収まっていることが確認できる。



Fig.6.5 搭載した CanSat

放出試験の動画を以下に示す.

<https://youtu.be/s4p8pKnsyPg>

0:00 : 1回目放出試験

0:09 : 2回目放出試験

0:15 : 3回目放出試験

○ 結論

試験結果より、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できることを確認できた。

【V3】静荷重試験

○ 要求項目

【S3】打ち上げ時の準静的荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれないことが試験で確認できている。

○ 目的

ロケットによって打ち上げ時にかかると想定される荷重 10 G に機体が耐えうるかを確認する。

○ 試験日時

8/8 (月)

15:15～15:45

○ 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

○ 参加者

押野太一

西尾陸

濟藤颯真

斉藤遼

田中友悠

川口雄生

白石響

諏訪部匠史

塙本悠太

○ 試験方法

■ 試験系

- CanSat
- 加速度センサ
- 試験容器



Fig.6.6 試験系

■ 試験条件

- CanSat に 10 G 程度の準静的な加速度を 30 秒程度負荷する.
- 10 G の負荷については試験容器に長さ 2.5 m のロープを取り付け, 1 秒に 1 回転以上回すことで得られる遠心力によって準静的荷重を再現する.

半径 2.5 m, 回転速度 $2\pi \text{ rad/s}$ によって得られる遠心加速度は

$$2.5 \text{ m} \times (2\pi \text{ rad/s})^2 = 98.6960 \cdots \text{m/s}^2$$

より,

$$10 \text{ G} \approx 98.1 \text{ m/s}^2$$

以上の加速度を再現できると考えられる.

- 加速度については加速度センサを用いて測定する. 加速度センサには ADXL375 を用いる.

■ 試験手順

1. CanSat の外観に異常がないかを確認する.
2. CanSat に加速度センサを括り付ける.
3. CanSat と加速度センサを試験容器に入れる.
4. 周囲の安全を確認した後, 試験容器に取り付けてあるロープの下端を人が持ち, 半径 2.5 m で回転させる.

5. 每秒 1 回転以上の負荷が 30 秒以上加わったタイミングで回転をやめる.
6. CanSat を試験容器から取り出す.
7. 加速度センサを取り外し, データを回収. 10 G 程度の荷重が 30 秒以上にわたって加わっていることを確認する.
8. 外観の破損がないかを確認する.
9. 動作確認用のプログラムを実行し, 機能の確認を行う.

Table 6.1 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	静荷重の確認	加速度センサの値を確認	10 G 程度の加速度が 30 秒程度計測されていること
2	外観の破損がないことの確認	目視	変形・傷がないこと トルクマークのずれがないこと コネクタ類が奥まで挿しこまれたままであること
3	CanSat の電気的機能に異常がないことを確認	動作確認用のプログラムを実行	正常に機能が動作すること

○ 試験結果

試験により得られた加速度は Fig6.7 のようになった.

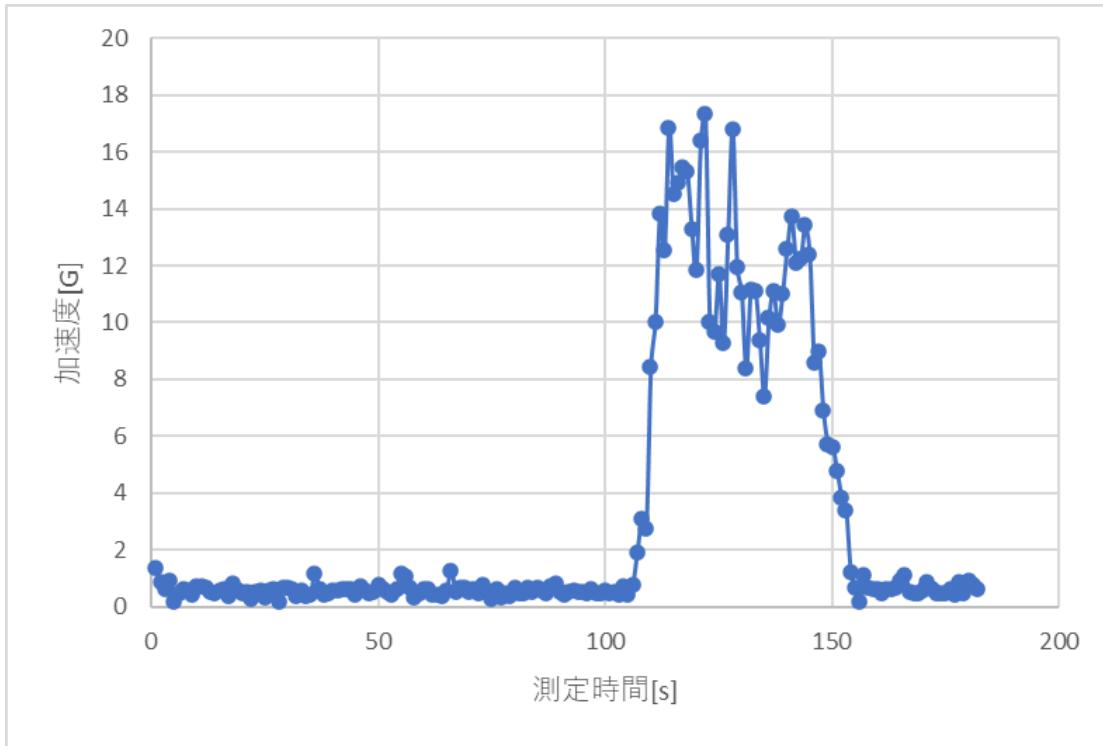


Fig.6.7 測定した加速度データ

Fig.6.7 の計測結果からわかる通り、加速度計に電源を入れてから 111 秒から 145 秒までの 34 秒間で平均 11.9 G の加速度がかかっており、10 G 程度の荷重が 30 秒程度かかるという目標の荷重を十分に満たしていることが確認できた。

試験の様子を以下に示す。

<https://youtu.be/pt6LQXQXTt4>

0:01 : 静荷重負荷前の機体外観チェック

0:32 : 加速度センサの取り付け

1:36 : 機体とセンサを試験機に入れる

2:28 : 静荷重負荷開始

3:17 : 静荷重負荷終了

4:07 : 静荷重負荷後の機体外観チェック

4:49 : 測定した加速度の確認

5:50 : 機能チェック

また、本試験の機能チェックの際に CanSat より送信されたデータを下記 Fig.6.8 に示す。

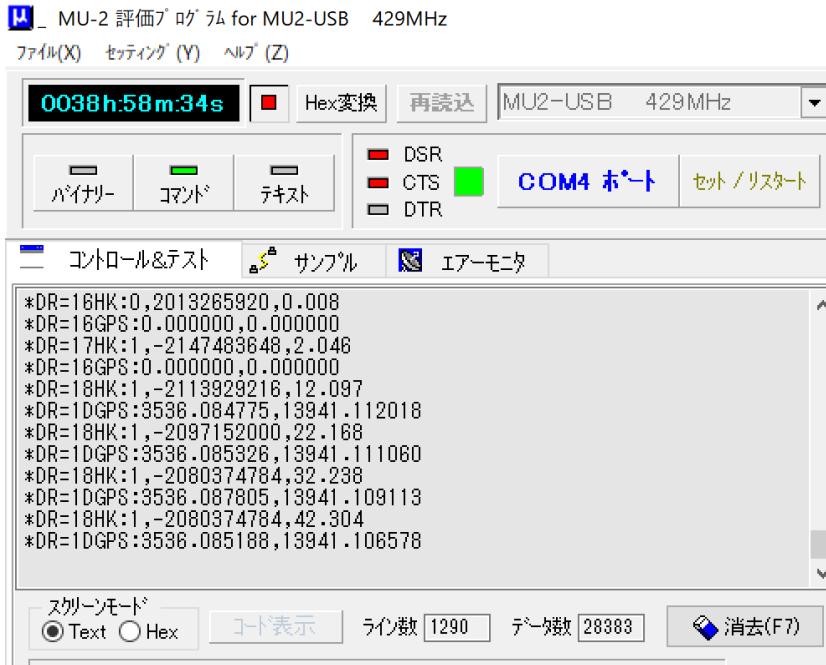


Fig.6.8 CanSat より送信された情報

○ 結論

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。

【V4】振動試験

○ 要求項目

【S4】打ち上げ時の振動荷重によって、安全基準を充足するための機能が損なわれないことが試験で確認できている。

○ 目的

CanSat が打ち上げ振動環境に耐えうることを確認する。

○ 試験日時

8/7 (日)

11:00～12:00

○ 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

○ 参加者

押野太一

川口雄生

濟藤颯真

佐藤匠

○ 試験方法

■ 試験系

- CanSat
- 加振機
- 加振コントローラ

■ 試験条件

- 加振条件を Table 6.2 に示す.

Table 6.2 加振条件

	加振周波数[Hz]	加速度レベル[G]	加振時間{s}
加振 1	30～500	5	
加振 2	固有振動数	15	60
加振 3	30～500	5	

■ 試験手順

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。
2. CanSat を試験機に取り付ける。
3. 30～500Hz にかけてスイープ加振により CanSat の固有振動数を確かめる。 (モーダルサーベイ試験)
4. 確認した固有振動数にて 15 G で 60 秒間の加振を実施。
5. 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。

6. 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。
7. 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。
8. 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。

Table 6.3 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	CanSat の固有振動数の確認	加速度センサの波形から確認	振幅が最大となる振動数
2	15 G の加振に耐えられること	加速度センサの波形から確認	15 G の加振に 60 秒間耐えられること
	CanSat の外観に構造的欠陥がないことの確認	目視	変形・傷がないこと トルクマークのずれがないこと コネクタ類が奥まで挿しこまれたままであること
3	CanSat の電気的機能に異常がないことを確認	動作確認用のプログラムを実行	正常に機能が動作すること

○ 試験結果

加振前後のモーダルサーベイ試験結果を表 6-7 に示す。

Table 6.4 モーダルサーベイ試験結果

	固有振動数[Hz]
15 G 加振前	217
15 G 加振後	217

この結果より、固有振動数において 15G の加振をした後も固有振動数が変化しないことが確かめられた。

試験の様子を以下に示す。

https://www.youtube.com/watch?v=gVRA0_MApMo

0:09 : 加振前の外観検査

2:08 : 機体を加振器に設置

3:55 : モーダルサーベイ試験開始

4:57 : 15 G 加振開始

6:20 : 加振後のモーダルサーベイ試験開始

7:30 : 加振後の外観検査

8:35 : 動作確認

○ 結論

試験結果より、本機体が想定される振動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。

【V5】開傘衝撃試験

○ 要求項目

【S5】ロケット分離時(パラシュート開傘時)の衝撃荷重によって、安全基準を充足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。

○ 目的

パラシュート開傘時に想定される衝撃（約 40 G）に CanSat 及びパラシュートが耐えられるかを確認する。

○ 試験日時

8/7（日）13:00～16:00

○ 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

○ 参加者

石井泰大

押野太一

佐藤匠

西尾陸

済藤楓真

川口雄生

諏訪部匠史

○ 試験方法

■ 試験系

<パラシュートの開傘衝撃試験>

- ダミーマス (1 kg)
- パラシュート
- 加速度センサ

<機体の開傘衝撃試験>

- CanSat
- パラシュートの紐
- 加速度センサ

■ 試験条件

<パラシュートの開傘衝撃試験>

- パラシュート及びパラシュートの紐に 40 G 程度の衝撃加速度を与える.
- 加速度センサには ADXL375 を用いる.

<機体の開傘衝撃試験>

- CanSat に 40 G 程度の衝撃加速度を与える.
- 加速度センサには ADXL375 を用いる.

■ 試験手順

<パラシュートの開傘衝撃試験>

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と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とり、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。

<機体の開傘衝撃試験>

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、開傘衝撃でと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とり、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. 動作確認用のプログラムを実行し、機能の確認を行う。

Table 6.5 測定・確認項目（パラシュートの開傘衝撃試験）

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	衝撃荷重の確認	加速度センサのデータを確認	40 G 程度の加速度が計測されていること
2	外観の破損がないことの確認	目視	パラシュートの生地に破れやほつれがないこと パラシュートの紐が切れていたり、ほどけていたりしていないこと

Table 6.6 測定・確認項目（機体の開傘衝撃試験）

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	衝撃荷重の確認	加速度センサのデータを確認	40 G 程度の加速度が計測されていること
2	外観の破損がないことの確認	目視	変形・傷がないこと トルクマークのずれがないこと コネクタ類が奥まで挿しこまれたままであること
3	CanSat の電気的機能に異常がないことを確認	動作確認用のプログラムを実行	正常に機能が動作すること

○ 試験結果

試験の様子を以下に示す。尚、YouTube にアップロードする関係上一部を 2 倍速している。また、撮影機器の関係上動画終了前 4 秒時点において映像が一度途切れているが、連続して撮影したものである。

<https://youtu.be/Glb3GB7qobQ>

0:00 : パラシュート開傘衝撃試験

0:04 : パラシュート外観確認

1:34 : ダミーマス投下

2:10 : パラシュート外観確認

4:50 : 加速度確認

5:04 : 機体開傘衝撃試験

5:39 : 機体外観確認

6:57 : 機体投下

7:40 : 機体外観確認

9:37 : 加速度確認

11:02 : 動作確認

<パラシュートの開傘衝撃試験>

パラシュートの開傘衝撃試験において測定した加速度のデータを Fig.6.8 に示す.

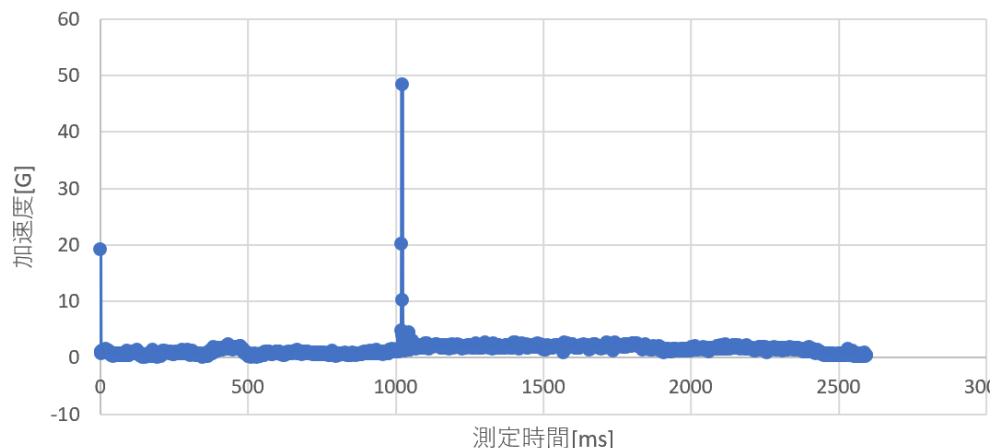


Fig.6.9 測定した加速度のデータ (パラシュート)

Fig.6.8 からわかる通り、最大の衝撃加速度が 50 G 程度と 40 G 以上となることが確認できた。

<機体の開傘衝撃試験>

機体の開傘衝撃試験において測定した衝撃加速度のデータを Fig.6.9 に示す.

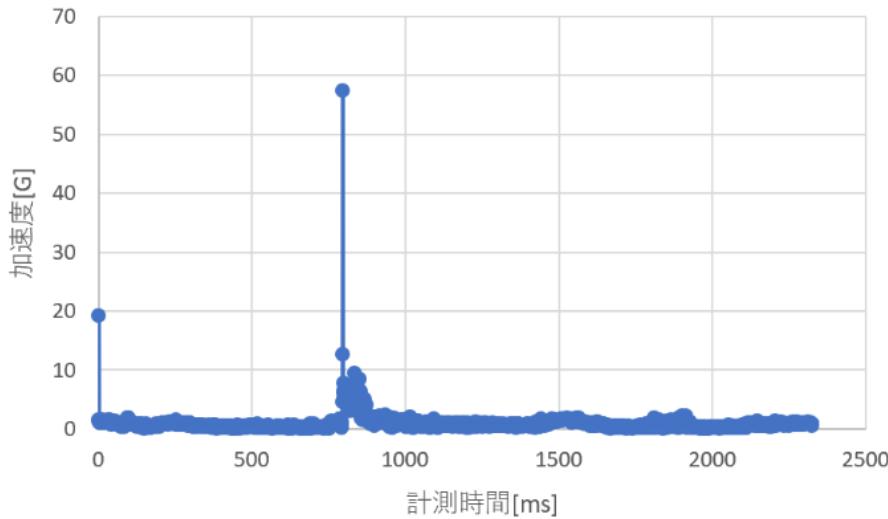


Fig.6.10 測定した加速度のデータ（機体）

Fig.6.9 からわかる通り、最大の衝撃加速度が 57 G 程度と 40 G 以上となることが確認できた。

○ 結論

試験結果より、本機体が想定される開傘衝撃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。

【V6】パラシュート投下試験

○ 要求項目

【S6】地表近くで危険な速度で落下させないための減速機構を有し、その性能が試験で確認できている。

【M1】パラシュートが展開できる。

○ 目的

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. 終端速度が機体の強度設計として保障している降下速度である 5m/s 以下になることを確認する。

○ 試験日時

7/20 (水)

6:00～10:00

○ 試験場所

多摩川河川敷 丸子橋下

○ 参加者

石井泰大

西尾陸

上野晟太郎

斎藤遼

田中友悠

○ 試験方法

■ 試験系

- パラシュート
- ダミーマス (1 kg)
- メジャー



Fig.6.11 使用したパラシュート

■ 試験手順

【V6】パラシュート投下試験は展開確認と終端速度測定の 2 ステップがある。

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たたんだ状態で投下して開傘することを確かめる。 (2回実施)
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。 (5回実施)

○ 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 Table 6.7 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。

Table 6.7 展開確認試験結果

	開傘	試験動画
1回目	成功	https://youtube.com/shorts/6Ad80VaGnpE
2回目	成功	https://youtube.com/shorts/l-M8PTikYmA

手順 2 の終端速度の測定について、試験の様子の動画を Table 6.8 に示す。

Table 6.8 終端速度試験結果

	終端速度[m/s]	試験の動画
1回目	4.29	https://youtube.com/shorts/YTfDDOAywnI?feature=share
2回目	4.71	https://youtube.com/shorts/pssvRKvG3-4?feature=share
3回目	3.67	https://youtube.com/shorts/h0vln1PtQZo?feature=share
4回目	4.29	https://youtube.com/shorts/8xM257e4as8?feature=share
5回目	5.00	https://youtube.com/shorts/6Hm4pO72S4I?feature=share

5 回の平均終端速度は、4.39 m/s であった。

○ 結論

試験結果より、パラシュートが問題なく展開されることが確認できた。また、パラシュートの展開により降下速度が終端速度に達し、それが 5 m/s 以下となり機体にとって安全に着地できる降下速度となることを確認できた。

【V7】通信距離試験

- 要求項目

【S7】ロストへの対策を実施しており、有効性が試験で確認できている。

- 目的

CanSat に搭載された GPS モジュールにより、位置情報を取得できることを確認する。

また、CanSat に搭載した無線通信機と、地上局の通信機が十分な距離通信できることを確認する。

- 試験日時

8/6 (土)

4:50～5:50

- 試験場所

丸子橋

- 参加者

川口雄生

諏訪部匠史

- 試験内容

試験では、地上局を多摩川にかかる丸子橋に設置し、ミッション時のコンフィグレーションで地面に設置した CanSat を手動で下流方向に移動させて行く。CanSat をガス橋西側まで移動させても通信可能なことを確認する(Fig.6.12 を参照)。この場合、二者間の距離は約 2.5 km である。

この試験により、ARLISS にて打ち上げられても CanSat と地上局が通信できることを確認する。

- 結果

実際に通信が行えた二点間の距離を Fig.6.12 に示す。



Fig.6.12 丸子橋周辺の地図

また、CanSat から送信され、地上局側で受信できた位置情報データのログのうち、CanSat の出発点の位置情報、通信が途絶えた点の位置情報を下記に示す。

出発点 : 北緯 $35^{\circ}34.130'$, 東経 $139^{\circ}40.385'$

通信が途絶えた点 : 北緯 $35^{\circ}33.837'$, 東経 $139^{\circ}40.774'$

以上より、位置情報を取得しながら、地上局と CanSat 搭載の通信モジュール MU-2 との間、約 2.0 km で通信を行うことが出来た。また、実際に砂漠で打ち上げる際には遮断物がより少ないため通信距離が伸びると考えられる。したがって本実験の結果および過去の東工大の CanSat チームの使用実績から、砂漠ではロスト対策として十分な距離である 4 km での通信が行えると考えられる。

【V8】通信機電源 OFF/ON 試験

- 要求項目

【S8】打ち上げ時の無線機の電源 OFF の規定を遵守できることが確認できている

- 目的

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する.

- 試験日時

8/7 (日)

3:00～3:10

- 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

- 参加者

川口雄生

諏訪部匠史

- 試験内容

CanSat の通信電源が、フライトイピン挿入時は OFF であること、またフライトイピンを外した時に電源が ON になることを確認する.

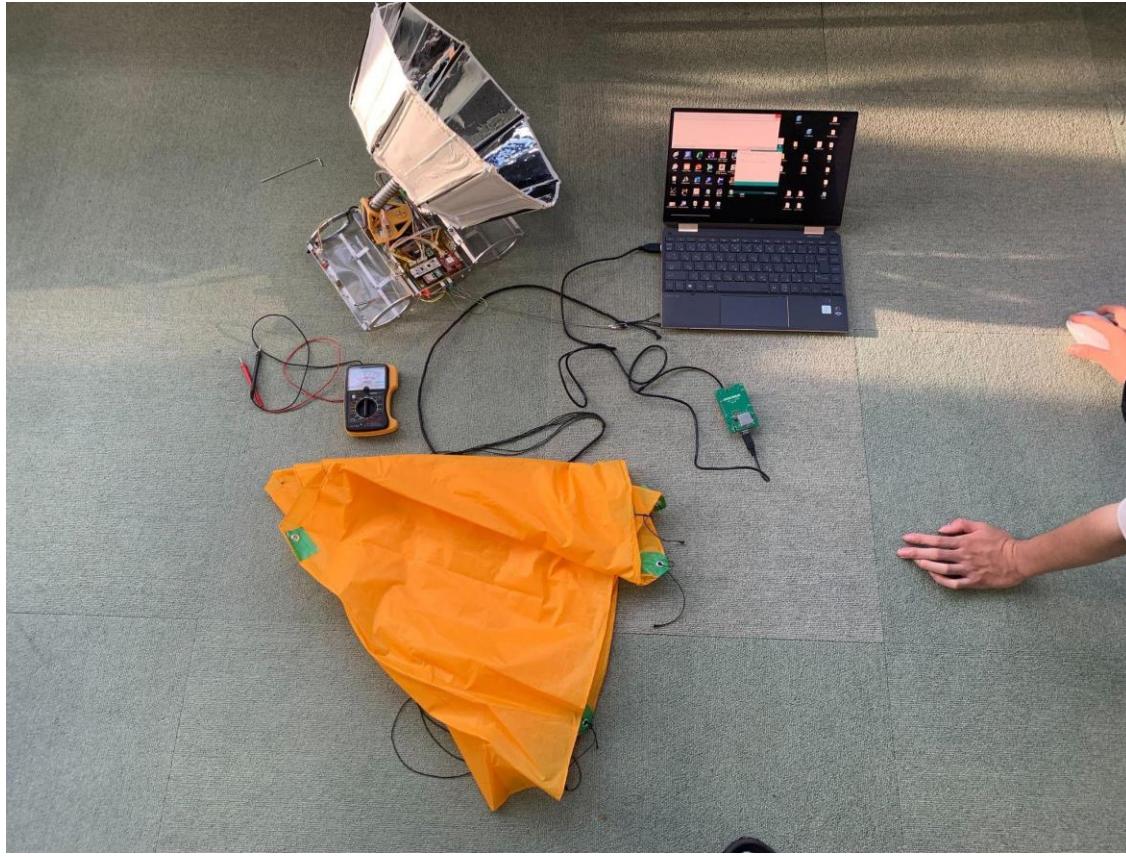


Fig.6.13 試験系

- 結果

試験の様子を下記 URL の動画により示す。

<https://youtu.be/Y7dztQXF7JE>

【V9】通信周波数変更試験

- 要求項目

【S9】無線のチャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整ができるることを確認できている。

- 目的

無線のチャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整ができるることを確認する。

- 試験日時

8/7 (日)

1:00～1:30

- 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

- 参加者

川口雄生

斎藤遼

- 試験内容

CanSat 搭載の通信機 MU-2(周波数 429.2500Hz から 429.7375 Hz まで変更可能), 及び地上局側の通信機 MU-2 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-2 からデータを送信し, 地上局側の通信機 MU-2 にて受信できることを確認する.

- 結果

試験の結果を下記 URL の動画により示す.

https://youtu.be/DTc_HbILgcI

0:14 : 機体側チャンネルを 09 に設定

1:30 : 受信局側チャンネルを 09 に設定

1:50 : 機体電源 ON, 通信確認

2:26 : 機体側チャンネルを 1B に設定

4:34 : 機体電源 ON

4:53 : 機体側無線機のチャンネルの変更を確認

5:02 : 受信局側チャンネルを 1B に設定, 通信確認

【V10】End-to-End 試験

- 要求項目

【S10】ロケットへの装填からミッションの開始, 打ち上げ後の回収までを模擬した End-to-End 試験を実施できており, 今後, 安全性に関わる大幅な設計変更はない.

○ 目的

安全試験書類提出後の安全性に関する大幅な設計変更を防止するため、安全審査に使用した機体を用いることでキャリアからの投下からミッション終了までを遂行できることを確認する。

○ 試験内容

一連のミッションシーケンスを以下の4つのフェーズに分けて確認した。

1. ロケット搭載～ロケット点火
2. パラシュートの展開
3. フライトピンの取り外し、カバー部展開、反射鏡部立ち上げ、反射鏡部展開、スタンバイモードへの移行
4. ログ記憶装置の取り出しおよびログの確認

フェーズ1に関しては 【V1】 質量試験、【V2】 機体の収納・放出試験、【V3】 静荷重試験、【V4】 振動試験によって、機体が質量やサイズの規定を遵守しておりロケット搭載によって機体の機能が損なわれないことを確認した。フェーズ2に関しては (V5) 開傘衝撃試験、【V6】 パラシュート投下試験、【V11】 着地衝撃試験によってロケット放出から着地まで機体の機能が損なわれないことを確認した。そのため、本試験ではフェーズ3を実施する予定である。

実施する End-to-End 試験のシーケンスに関して Fig.6.13 に示す。

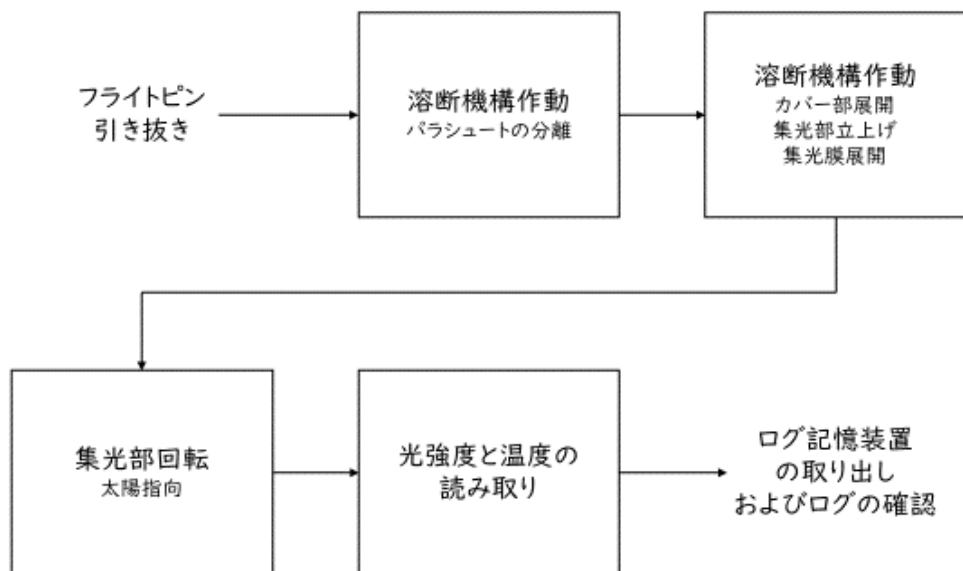


Fig.6.14 End-to-End 試験のシーケンス

End-to-End試験ではサクセスクリティアのフルサクセスを達成できることを目標にするため、アドバンスドサクセスである「ターンテーブルが回転することで太陽方向を追従する」「反射鏡部が集熱する」については検証を行わないこととした。

○ 試験日時

8/6 (土)

19:00～20:00

○ 試験場所

大田区立石川町二丁目児童公園

○ 参加者

石井泰大

押野太一

済藤楓真

佐藤匠

西尾陸

斎藤遼

田中友悠

白石響

諏訪部匠史

○ 試験結果

試験を実施した際の動画を以下に示す。

<https://youtu.be/eunLItiMoPY>

0:03：フライトイピンを抜く

0:12：着地検出タイムアウト

0:39：溶断機構作動、パラシュート分離

3:40：溶断機構作動、カバー部展開、反射鏡部立上げ、反射鏡部展開

3:52：反射鏡部回転、太陽指向

4:46：すべての動作が完了

○ 結論

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。

【V11】着地衝撃試験

○ 要求項目

【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ていないことが試験で確認できている。

○ 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。

○ 試験日時

8/6 (土)

20:00～21:30

○ 試験場所

大田区立石川町二丁目児童公園

○ 参加者

石井泰大

押野太一

済藤颯真

佐藤匠

西尾陸

斉藤遼

田中友悠

白石響

諏訪部匠史

○ 試験方法

■ 試験系

- CanSat
- メジャー

- 遊具



Fig.6.15 試験系

- 試験条件

- CanSat を自由落下で落とす高さは 2 m(これは終端速度が確実に 5 m/s を超えるように、空気抵抗を無視して計算した時に 6.26 m/s となる高さである)とする

- 試験手順

- CanSat を水平（地面との角度が 0 度）にして 2 m の高さから自由落下させる
- カバー部に歪みや破損が生じていないことを目視で確認する
- 位置情報が取得できるか確認する
- CanSat を垂直（地面との角度が 90 度）にして 2 m の高さから自由落下させる
- 2 と同じ
- 3 と同じ
- CanSat を地面との角度がおよそ 45 度にして 2 m の高さから自由落下させる
- 2 と同じ
- 3 と同じ

Table 6.9 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	フレームが歪んでいない	目視	フレームの歪みが展開に支障がない程度であることを目視で確認する
2	位置情報が取得できる	pc	位置情報が pc に送信されることを確認する

○ 試験結果

CanSat は 2 m の高さから自由落下させた着地衝撃によって破損せず、位置情報を取得できることができた。

試験の様子を以下に示す。尚、YouTube にアップロードする関係上一部を 2 倍速にしている

https://youtu.be/DiVumO_K3xY

0:00 : 0 度の試験開始

1:05 : 落下

1:30 : 外観の確認

2:22 : 位置情報取得確認

5:53 : 位置情報取得成功

6:00 : 90 度の試験開始

7:06 : 落下

7:21 : 外観の確認

8:15 : 位置情報取得確認

9:16 : 位置情報取得成功

9:22 : 45 度の試験開始

10:53 : 落下

11:04 : 外観の確認

11:48 : 位置情報取得確認

12:03 : 位置情報取得成功

○ 結論

試験結果より、CanSatは終端速度5m/sの着地衝撃によって破損せず、位置情報を取得できることが確認できた。

【V12】電力耐久試験

○ 要求項目

【M3】 シーケンスを行うために十分な電力を供給できることが試験で確認できている

○ 目的

電装系に電力を供給し、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。

○ 試験日時

8/7（日）

0:00～5:00

○ 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

○ 参加者

川口雄生

齊藤遼

○ 試験方法

■ 試験系

- CanSat
- 時計
- PC
- MU-2-USB-429

■ 試験手順

End-to-End 試験を行い、バッテリ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投下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時間待機し、その後フライトピンを抜き、シーケンスを開始するという操作を行う。

各シーケンスの所要時間を下表に示す。

Table 6.10 各シーケンスの所要と経過時間

番号	シーケンス	実施時間	合計経過時間
	発射待機	1 時間	1 時間
1	落下・着地検知	20 分	1 時間 20 分
2	パラシュート溶断 発見待機	1 時間 30 分	2 時間 50 分
3	カバー展開・待機	10 分	3 時間
4	太陽指向	5 分	3 時間 5 分
5	データ収集	5 分	3 時間 10 分
6	太陽追従	50 分	4 時間
7	ミッション終了 待機	1 時間	5 時間

Table 6.11 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	全シーケンスの動作	目視	各シーケンスの動作が正常に行われる。
2	シーケンスの完了	PC MU-2- USB-429	CanSat から送信されたシーケンス番号が「7」である,

○ 試験結果

1 時間の待機後、フライトイピンを抜き、全シーケンスが正常に動作し、シーケンス完了のメッセージを確認できた。

試験の様子を以下に示す。

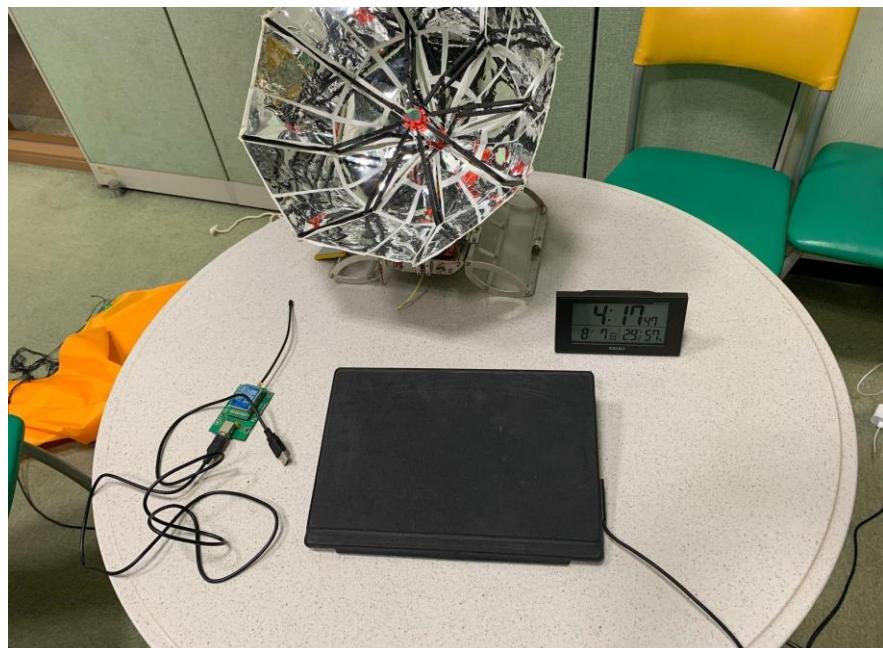


Fig.6.16 試験開始時の試験系の様子

また、SD カードに書き込まれたログは以下のようになる。

<https://docs.google.com/document/d/1Nmjj0vKO-k-d526NV2AfcNRO7OsZijSmUXyUv6mdLBAw/edit>

5 時間経過した後の試験系の様子は Fig.6.16 のようになっている。

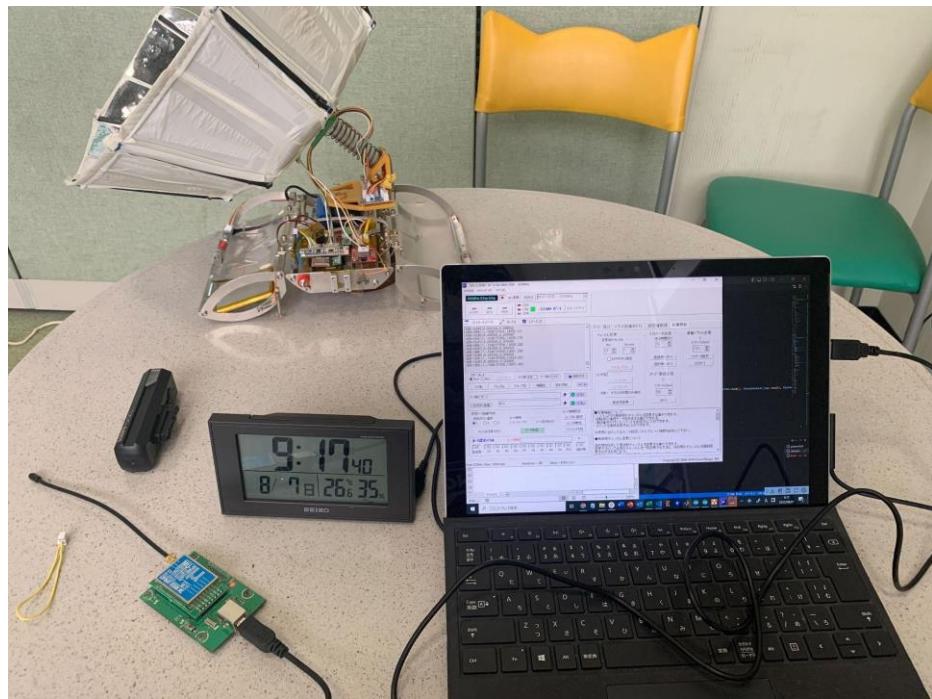


Fig.6.17 シークエンス終了状態

```
*DR=1BHK:7,-1946157056,14355.175
*DR=16GPS:0.000000,0.000000
*DR=1BHK:7,-1946157056,14358.228
*DR=16GPS:0.000000,0.000000
*DR=1BHK:7,-1946157056,14361.290
*DR=16GPS:0.000000,0.000000
*DR=1BHK:7,-1946157056,14364.350
*DR=16GPS:0.000000,0.000000
*DR=1BHK:7,-1946157056,14367.403
*DR=16GPS:0.000000,0.000000
*DR=1BHK:7,-1946157056,14370.457
*DR=16GPS:0.000000,0.000000
```

Fig.6.18 待機状態における受信状態

4時間のミッション時間を経過し、ロスト対策用にその後1時間の位置情報ダウンリンクを実施したのちにも CanSatとの通信が継続できたことから、バッテリー容量が十分であることが確認できた。

○ 結論

試験結果より、シーケンスを行うために十分な電力を供給できることが確認できた。

【V13】OBC起動試験

○ 要求項目

【M4】OBCの起動が正常に行われる

○ 目的

OBCが正常に起動できることを確認する

○ 試験日時

8/6（土）

3:00～3:10

○ 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

○ 参加者

川口雄生

諏訪部匠史

○ 試験方法

■ 試験系

- CanSat
- 電圧計
- PC
- MU-2-USB-429

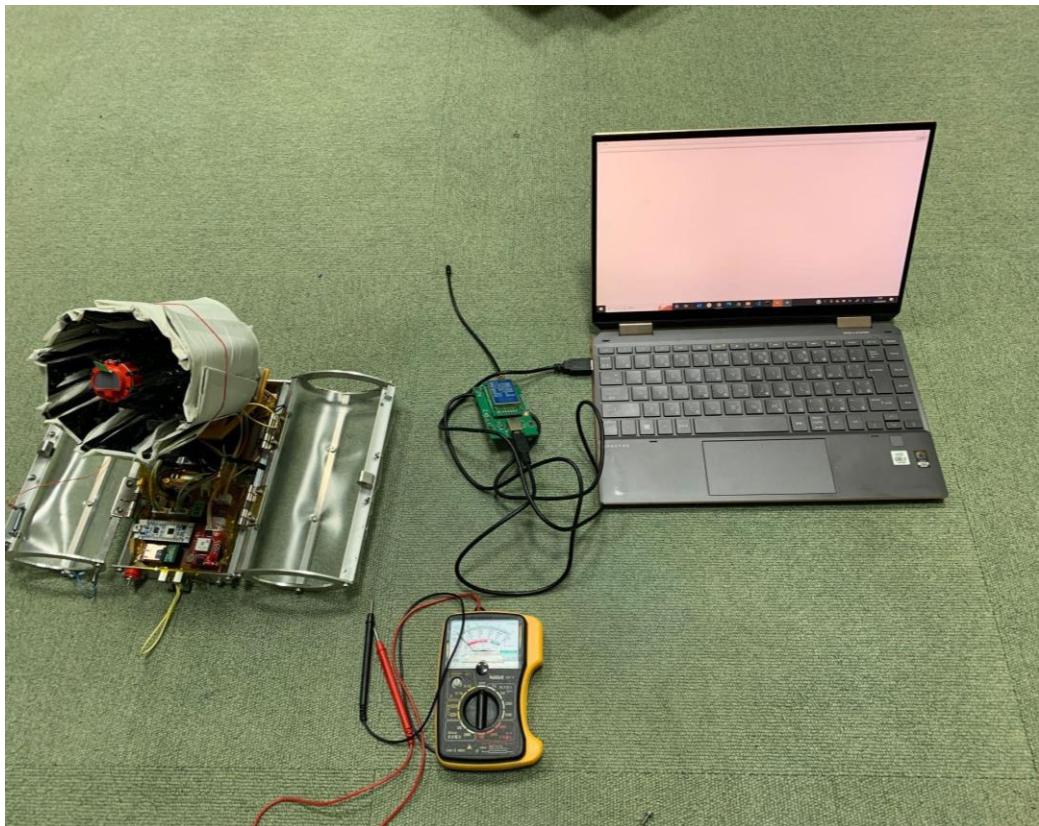


Fig.6.19 試験系

■ 試験手順

本試験は、通信機 OFF/ON 試験と同時に行う。

1. フライトピンが接続されている状態で、無線機の電源電圧を測定し、電源が OFF であることを確認する。
2. フライトピンを抜き OBC を起動させ、無線機の電源電圧を測定し、電源が ON であることを確認する。
3. 地上局の無線機で OBC 起動メッセージを受信し、無線機が動作していることを確認する。

Table 6.12 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	OBC の電源電圧	電圧計	ライトピン接続時：0 V ライトピン分離時：3.3 V
2	プログラムの起動メッセージ	PC MU-2- USB-429	ライトピン分離後、起動メッセージが表示される。

○ 試験結果

電源電圧

ライトピン接続時：0 V

ライトピン分離時：3.3 V

起動メッセージがライトピン分離後表示された。

試験の様子を以下に示す。

<https://youtu.be/v38iNPzRtnE>

0:00：試験系の説明

0:15：ライトピン接続時の確認

0:50：ライトピン分離

0:54：ライトピン分離時の確認

○ 結論

試験結果より、OBC の起動が正常に行われることが確認できた。

【V14】パラシュート分離試験

○ 要求項目

【M5】パラシュートが分離できる。

○ 目的

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。

- 試験日時
8/7 (日)
23:10～23:20
 - 試験場所
東京工業大学 大岡山キャンパス
 - 参加者
済藤颯真
斎藤遼
田中友悠
西尾陸
 - 試験内容
指定した電流量・時間でテグスを確実に焼き切ることができ問題なくパラシュートを切り離すことができていることを目視で確認する.
- 試験系
- CanSat
 - パラシュート



Fig.6.20 試験系

- 結果

試験の様子を以下に示す.

<https://youtu.be/cRpQ50UzXFs>

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。

- 結論

機体に搭載した溶断機構により問題なくパラシュートが分離できることが確認できた。

【V15】カバー部展開試験

- 要求項目

【M6】機体カバー部を展開し、反射鏡部が上方へ向く。

- 目的

着地時に反射鏡部が上方に向いていない場合でも、テグスを溶断してカバー部を展開することで反射鏡部が上方に向くことを確認する。

- 試験日時

8/3 (水)

17:00～18:00

8/5 (金)

10:00～11:00

8/7 (日)

22:00～23:00

- 試験場所

大田区立石川町二丁目児童公園

東京工業大学 大岡山キャンパス

- 参加者

石井泰大

川口雄生

濟藤楓真

佐藤匠

田中友悠

押野太一

西尾陸

白石響

- 試験内容

機体を地面に置き、検知した信号で機体外殻構造が展開できることを確認する。

- 試験条件

どのような姿勢でも反射鏡部が上となるようにする。

- 試験手順

以下の 1 から 3 までの流れを検査面を底面, 右筒面, 左筒面に変え各面 3 回ずつ行う.

1. 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.
2. 検査面を下にして地面に置く.
3. フライトピンを抜いてカバー部展開用溶断回路を作動させ, カバー部が開き展開が正常に行われることを確認する.

- 結果

すべての状態において適切にカバーが展開したことが確認された. その様子は次の動画である.

<https://youtu.be/Elvn2yZaGXE>

0:00 : 底面 1 回目

0:32 : 底面 2 回目

0:53 : 底面 3 回目

1:12 : 右側面 1 回目

1:30 : 右側面 2 回目

1:55 : 右側面 3 回目

2:19 : 左側面 1 回目

2:40 : 左側面 2 回目

3:00 : 左側面 3 回目

- 結論

現構造において, カバー部展開はミッション遂行に際して十分に達成できることが確認できた

【V16】反射鏡部持ち上げ試験

- 要求項目

【M7】反射鏡部を 45° 持ち上げ, 維持できる

- 目的

反射鏡部の重量負荷がかかる状況で持ち上げ機構が機能するかを確認する。その後、風がある環境で持ち上げた状態を維持できることを確認する。

- 試験日時

8/5 (金)

10:00～11:00

8/7 (日)

22:00～23:00

- 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

- 参加者

石井泰大

川口雄生

済藤楓真

佐藤匠

田中友悠

押野太一

西尾陸

白石響

- 試験内容

反射鏡部が持ち上がらないように固定し、固定を外すことでストッパーのある45度まで持ち上がり、その後も45度を維持し続けることができるか確認する。

- 試験手順

本試験は【V15】カバー部展開試験と同時に行う。

1. 【V15】カバー部展開試験において反射鏡部が持ち上がらないように固定し、固定を外すことでストッパーのある45度まで持ち上がり止まることを確認する。

- 結果
固定を解除することで反射鏡部が45度持ち上がり、その後自重で倒れることなく持ち上げ状態が保たれることが確認された。
- 結論
持ち上げ機構はミッション遂行に耐えうる状態であることが確認できた。

【V17】反射鏡部展開試験

- 要求項目
【M8】反射鏡部を展開できる
- 目的
集光構造が展開機構によって十分に開くことができるか、集光構造としての機能を果たすことができるか確認する。
- 試験日時
8/8（月）15:00～16:00
- 試験場所
東京工業大学 大岡山キャンパス
- 参加者
押野太一
西尾陸
白石響
上野晟太郎
- 試験内容
カバー部に収納されている状態で固定に用いているヒモを緩めることによってカバー部展開、反射鏡部持ち上げ機構、反射鏡部展開を行う。この際に反射鏡部展開について十分に展開しているかを確認する。

- 試験系
 - CanSat
- 試験手順
 1. CanSat本体を溶断機構を用いてカバー部を閉じる
 2. 溶断機構を手で作動させカバー部展開及び反射鏡部起き上がり、反射鏡部展開を行う。
 3. 各部機構が正常に動作しているか確認する

Table 6.13 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	カバー部の展開状況	目視	反射鏡部展開とカバー部展開が干渉していない。
2	反射鏡部展開構造の展開状況	目視	ストッパーまで下ろくろが押し上げられている。
3	反射鏡部展開構造付近の他構造	目視	反射鏡部展開によって CanSat の他の構造が破壊されていない。

- 試験結果

反射鏡部展開構造は全ての状況において問題なく作動し、正常に反射鏡部が展開された。

試験の様子を以下に示す。

<https://youtu.be/vGQOmQMDAxc>

0:02 : カバー部展開、及び反射鏡部起き上がり、反射鏡部展開

0:09 : カバー部の展開状況、反射鏡部展開構造付近の他構造の確認

0:37 : 反射鏡部展開構造の展開状況の確認

- 結論

現構造において、反射鏡部展開はミッション遂行に際して十分に展開できることが確認できた。

【V18】反射鏡部回転試験

- 要求項目

【M9】反射鏡部の向きを変更させて太陽の方向を向く

- 目的

ターンテーブル機構を用いて、太陽方向を検知、指向できることを確認する

- 試験日時

8/8 (月)

- 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

- 参加者

西尾陸

諏訪部匠史

- 試験内容

ターンテーブル及び上部構造物を、太陽に対してランダムな方向に設置する。その後、太陽方向をセンサで検知。検知された方向をもとに、太陽方向へ指向する。

- 試験系

- CanSat
- 照度計

- 試験手順

1. 反射鏡部を展開状態にする
2. 太陽に対しランダムな方向に向けて設置する
3. 太陽の方向をセンサで検知する
4. 太陽方向へ反射鏡部を指向する

5. 照度計を用いて正しく指向できていることを確認する
6. 2~6 を 3 回繰り返す

- 結果

全ての状況において反射鏡部を太陽方向へ指向することができた。

試験の様子を以下に示す。

Table 6.14 試験結果

	初期方向	結果	試験の様子
1	太陽方向	成功	https://youtu.be/fJjFG6w5L3w
2	太陽方向に対して 反対方向	成功	https://youtu.be/sPsq0kKcKiA
3	太陽方向に対して 90°方向	成功	https://youtu.be/d_1r9GijQpc

1. 太陽方向

0:12 : 太陽指向開始

0:31 : 太陽指向終了

0:40 : 照度計により太陽指向できているかの確認

2. 太陽方向に対して反対方向

0:11 : 太陽指向開始

0:51 : 太陽指向終了

1:02 : 照度計により太陽指向できているかの確認

1:31 : 太陽方向の確認

3. 太陽方向に対して 90°方向

0:12 : 太陽指向開始

0:39 : 太陽指向終了

0:46 : 照度計により太陽指向できているかの確認

1:15 : 太陽方向の確認

また、太陽指向できているかの確認として、ものさしの影と反射鏡部の中棒の角度を計算した。その結果を Fig.6.21 に示す。Fig.6.21 より太陽指向できていることがわかる。



Fig.6.21 ものさしの影と中棒の角度による太陽指向の確認

- 結論

ミッション遂行時に反射鏡部を太陽方向へ指向することが可能であることが確認できた。

【V19】反射鏡部熱試験

- 要求項目

【M10】集光中に反射鏡部が熱に耐えることができる

- 目的

反射鏡部をよく晴れた日（照射量 900W/m^2 ）に 1 時間太陽に向け放置した際に骨の温度は約 50°C まで上昇する。このような状態で、反射鏡部に用いている骨の素材が変形せず集光構造を維持することができるか確認する

- 試験日時
 - 8/6 (土)
 - 10:00～11:00
- 試験場所
 - CanSat メンバー自宅
- 参加者
 - 押野太一
- 試験内容
 - 反射鏡を展開した状態に、ニクロム線ヒータで反射鏡部全体を加熱し 60 度まであげる。指定温度に達したことを赤外線温度センサで確認し、骨が機能を果たしていることを確認する。
- 試験系
 - 反射鏡部
 - 赤外線ヒータ
 - 赤外線温度センサ
- 試験手順
 - 1. 反射鏡部を展開状態にする。
 - 2. 加熱前の骨の温度を測定する。
 - 3. 赤外線ヒーターで 60 °Cまで加熱する。
 - 4. 加熱されていることを赤外線温度センサーで確認する。
 - 5. 加熱されている状態の反射鏡部を確認し、膜展開の機能が失われていないことを確認する。

Table 6.15 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	反射鏡部骨構造の温度	赤外線温度センサ	60 °Cを超えている。
2	膜展開の機能確認	目視	加熱前と比べ、過剰に膜がたわんでいない。

○ 試験結果

加熱により反射鏡部骨構造は十分な強度を維持し、膜展開の機能は失われなかった。

試験の様子を以下に示す。

https://youtu.be/melTgdhc_h0

0:07 : 加熱前の反射鏡部骨構造の温度測定

0:18 : 反射鏡部の赤外線ヒータによる加熱

1:25 : 加熱後の反射鏡部骨構造の温度測定

1:42 : 反射鏡部の膜展開に関する機能チェック

○ 結論

ミッション遂行において太陽光による骨の加熱は影響を与えないことが確認された。

【V20】反射鏡部耐風圧試験

○ 要求項目

【M11】集光中に風速 5m/s で CanSat が転倒せず反射鏡部が破損しない

○ 目的

あらゆる方向からの風速 5m/s を受けても CanSat が転倒せず反射鏡部が破損しないことを確認する。

○ 試験日時

8/3 (水) 17:00～18:00

- 試験場所

東京工業大学 大岡山キャンパス

- 参加者

西尾陸

押野太一

白石響

上野晟太郎

- 試験内容

ターンテーブルを回転させて、カバー部に対して、反射鏡部が平行の場合と垂直の場合で CanSat に風速 5m/s の風を当てる

- 試験系

- CanSat
- 扇風機

- 試験手順

1. 反射鏡部の方向をカバー部に対して平行にする
2. 反射鏡部が風の方向に向いた状態で CanSat に風速 5m/s の風を当てる
3. 反射鏡部に対して側面と裏側にも風速 5m/s の風を当てる
4. 反射鏡部をカバー部に対して垂直にして 2～3 をする
5. 1 の方向と反対方向に反射鏡部を向け、2～3 をする

Table 6.16 測定・確認項目

No.	確認項目	測定方法 確認方法	判定基準
1	反射鏡の破損	目視	反射鏡が一つも剥がれていない
2	反射鏡部とカバー部が平行な 状態で CanSat が倒れないか	目視	倒れない
3	反射鏡部とカバー部が垂直な 状態で CanSat が倒れないか	目視	倒れない

○ 試験結果

反射鏡は一枚も破損しなかった。また、反射鏡部に当たる風によるトルクで機体が倒れることもなかった。

試験の様子を以下に示す。

https://youtu.be/aSRq_H5JHRk

0:00：反射鏡部とカバー部が平行な状態
 0:01：反射鏡部の背面方向から風が侵入
 0:09：反射鏡部の側面方向から風が侵入
 0:19：反射鏡部の正面方向から風が侵入
 0:32：反射鏡部とカバー部が垂直な状態
 0:33：反射鏡部の背面から風が侵入
 0:40：反射鏡部の背面から風が侵入
 1:00：反射鏡部の背面から風が侵入

○ 結論

ミッションシーケンスを遂行する上で、機体は風に対して十分に耐え、ミッション遂行に影響しないことが確認された。

第7章 ガントチャート（工程管理）

ガントチャート

<https://docs.google.com/spreadsheets/d/1jblcrlmS6402Ubsy1avSmdtZQm35UuZq/edit?usp=sharing&ouid=116440725000498462204&rtpof=true&sd=true>

第8章 責任教員による自己安全審査結果のまとめ

(この章は必ず責任教員が記入してください)

安全基準審査

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

	100mW以下の機器はOFFしなくて良い。また、スマートフォンを用いる場合はFCC認証かつソフトウェアまたはハードウェアスイッチでoffにできること)		
S9	無線のチャンネル調整に応じる意思があり、また実際に調整ができるることを確認できている	✓	
S10	ロケットへの装填からミッションの開始、打ち上げ後の回収までを模擬したEnd-to-end試験を実施できており、今後、大幅な設計変更はない	✓	

責任教員所感

本ミッションでは、外惑星領域で有用な発電システムへの応用を想定した、展開構造物による集光技術を実証します。将来の宇宙探査への応用を見据えて、メンバーが時間をかけてアイディアを練り構想を作り上げてきました。メンバーは安全性を十分理解した上で、計画を立てて取り組み、開発・試験ともに必要な項目は一通り実施しました。面白いミッションができると期待しています。

第9章 大会結果報告

1. 目的

EURECOSのミッションは「太陽電池の宇宙空間における使用可能領域拡大に向けた膜展開構造による集光/集熱技術の実証」であり、膜展開構造と集光/集熱技術、および太陽指向追従を技術実証として行うことを ARISSでの検証目的とする。

2. 結果

(i) 投下 1回目

1回目の投下は ARISS2日目の9月12日に行った。

前日に現地で行った調整において機体を地面に置いた状態での通信距離が100m程度と、想定より極端に短かったという課題が発生していた。その対策として受信側アンテナ位置を高くして固定するなどの対策をとった。

2日目の朝に再び通信距離試験を行った結果、前日と比較してやや通信距離に改善が見られた。その後、午後15時頃に1回目の打ち上げを行った。前日から懸念していた通信可否については、打ち上げから1~2分後には機体からのGPS情報の取得に成功し、ロケットからの放出後電源が入った直後から通信ができていたという結果であった。

事前のミッションの時間設定にて、落下中のパラシュート分離の誤動作を防止する目的として電源投入後20分間パラシュート分離までのタイムラグを設けていた。また、機体との通信がうまくいかず捜索に時間がかかってしまった場合を想定して、カバー部展開を目視で確認できるようにパラシュート分離からカバー部展開まで60分間のタイムラグを設けた。

電源投入直後に通信可能であったことから、機体の発見は打ち上げから10数分後という結果であった。着陸してからパラシュートの分離までの約20分間風に吹かれてパラシュートに引きずられ長距離移動したことを確認した。その後パラシュート分離、カバー部の展開、反射鏡部の持ち上げ、反射鏡部の展開を目視にて確認した。

カバー部展開後、無線情報から太陽指向シーケンスへの進行を確認したが、目視により太陽指向動作を見ることはできなかった。そのまま、數十分の待機ののち1回目のミッションを終了とした。

1回目の投下におけるサクセスクリティアの達成度をTable 9.1に示す。

Table 9.1 一回目の投下で達成したサクセスクリティア（黄色で表示）

機能	ミニマムサクセス(5/5)	フルサクセス(1/3)	アドバンスドサクセス(0/3)
パラシュート	パラシュート展開 【目視で確認】		
	パラシュート切り離し 【目視で確認】		
カバー部	カバー部が展開し、反射鏡部が上を向く 【ターンテーブル部との干渉がないことを目視で確認】		
反射鏡部	反射鏡部を展開する 【ストッパーの役目をするねじ頭があるため、そこまで下ろくろが移動していることを目視で確認】	集光する 【反射鏡部の先端と集光部に搭載したフォトトランジスタを用いて、照度を計測し、その値を比較する。1倍以上】	集光の精度を理論値と同じにする 【あらかじめ、完全に展開できている構造で集光し、その時の値と比較する。比較する値は、集光部と通常部の光強度の倍率により比較する。誤差 15%以内になるようにする。】
			反射鏡部が集熱する【反射鏡部の先端と集光部を外部から放射温度計で測定し、その値を比較する】
持ち上げ部	反射鏡部を持ち上げる 【目視で確認】	反射鏡部を地面から 45 度で維持し続ける 【分度器で測定】	
ターンテーブル部		反射鏡部がターンテーブルによって回転して太陽方向を向く	反射鏡部がターンテーブルによって回転することで太陽方向を追従する 【角度 15°以内】

	【外部からの照度計を使った確認、ものさしの影と中棒の間の角度を測定することにより確認。角度±15°以内】
--	--

(ii) 投下 2 回目

2回目の投下は ARISS 最終日の 9月 15 日に行った。

13日と 14日は風が強いため、投下を見送り、1回目の失敗をもとに修正に取り組んだ。修正点については、第 10 章にて記述している。当日は午前の状態で風がなく、雲が少ない晴れであったため、良い状態で投下できた。

ロケットから機体が放出された後、パラシュート展開ができていることが目視で確認できた。その後、GPS の取得を行おうとしたが、展開後すぐはできなかった。しかし、時間をおいて取得できた。風が強くなかったため、着地までにかかった時間は 10 分ほどであった。また、機体の発見の際、GPS が取得できていたため、着地後すぐに発見できた。1回目の投下では、着地後パラシュートが風にあおられたことで、機体が引きずられていたが、2回目の投下では、風がなかったことでパラシュート溶断が行われるまでに風で引きずられることはなかった。着地後の様子を Fig.9.1 に示す。目視でパラシュートの切り離しが行われたことを確認した。カバー展開前の様子を Fig.9.2 に示す。その後、カバー部の展開と反射鏡部の展開の成功を目視で確認した。カバー展開と反射鏡部展開後の様子を Fig.9.3 に示す。次に太陽指向のシーケンスに入ったが、問題なく作動していることが確認され、太陽指向できていることも目視で確認できた。次の太陽方向追従のシーケンスに入ったこともログから確認でき、問題なくプログラムが終了できたことが確認された。また、目視で太陽方向追従がされていたことも確認できた。太陽指向できている様子を Fig.9.4 に示す。ここでは、黄色のものさしの影と反射鏡部の方向により太陽指向できているか目視で確認した。Fig.9.4 から、指向誤差±15°以内で指向できていることが分かる。しかし、集光できているかの確認をフォトセルと温度センサーのデータから確認するつもりであったが、データが SD カードに保存されていなかった。そのため、集光に関する評価ができなかった。この原因については、第 9 章の 3.(v) で述べる。最後に、放射温度計を用いて反射鏡部の先端と集光部を外部から測定した。



Fig.9.1 着地後の様子



Fig.9.2 カバー部展開前の様子



Fig.9.3 カバー部、反射鏡部展開後の様子

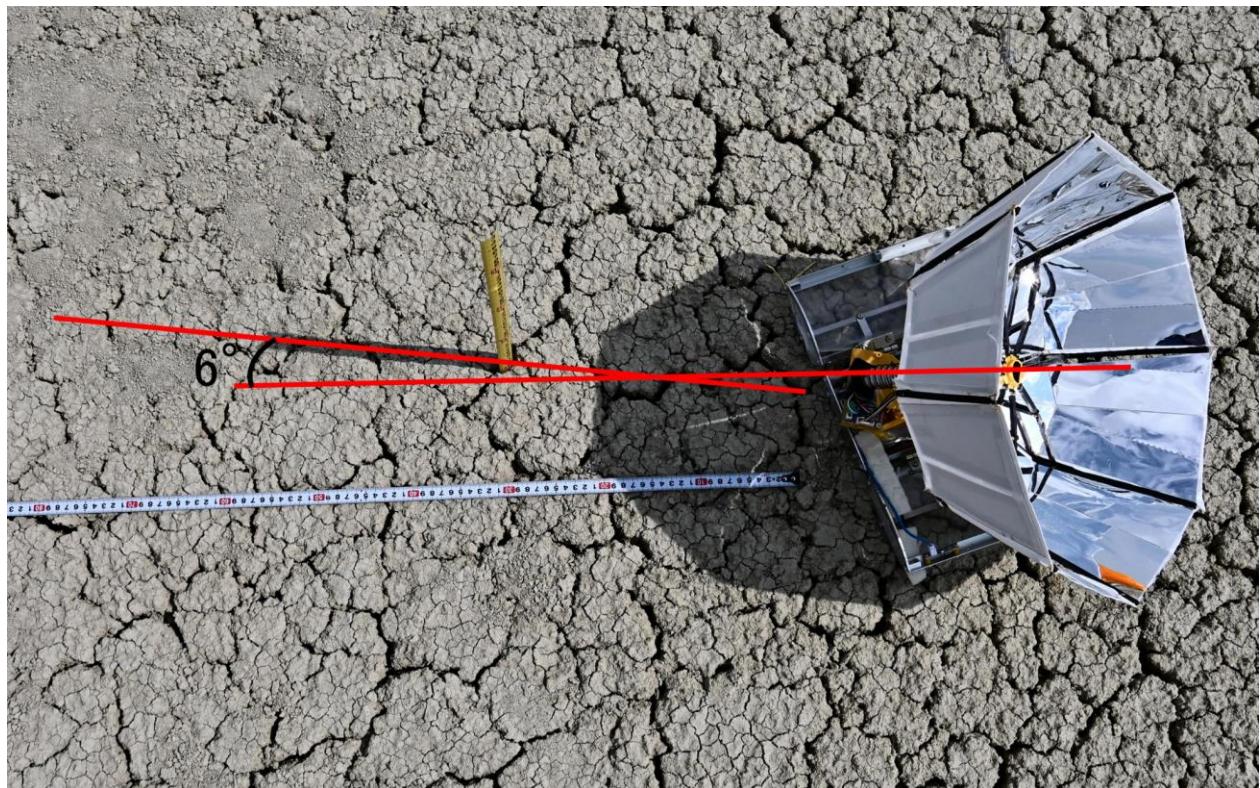


Fig.9.4 太陽指向後の様子（黄色のものさしが太陽の影を示す）

2回目の投下におけるサクセスクリティアの達成度を Table 9.2 に示す。

Table 9.2 二回目の投下で達成したサクセスクリティア（黄色で表示）

機能	ミニマムサクセス(5/5)	フルサクセス(2/3)	アドバンスドサクセス(1/3)
パラシュート	パラシュート展開 【目視で確認】		
	パラシュート切り離し 【目視で確認】		
カバー部	カバー部が展開し、反射鏡部が上を向く 【ターンテーブル部との干渉がないことを目視で確認】		
反射鏡部	反射鏡部を展開する 【ストッパーの役目をするねじ頭があるため、そこまで下ろくろが移動していることを目視で確認】	集光する 【反射鏡部の先端と集光部に搭載したフォトトランジスタを用いて、照度を計測し、その値を比較する。1倍以上】	集光の精度を理論値と同じにする 【あらかじめ、完全に展開できている構造で集光し、その時の値と比較する。比較する値は、集光部と通常部の光強度の倍率により比較する。誤差 15%以内になるようにする。】
			反射鏡部が集熱する【反射鏡部の先端と集光部を外部から放射温度計で測定し、その値を比較する】
持ち上げ部	反射鏡部を持ち上げる 【目視で確認】	反射鏡部を地面から 45 度で維持し続ける 【分度器で測定】	

ターンテーブル部		反射鏡部がターンテーブルによって回転して太陽方向を向く 【外部からの照度計を使った確認、ものさしの影と中棒の間の角度を測定することにより確認。角度±15°以内】	反射鏡部がターンテーブルによって回転することで太陽方向を追従する 【角度 15°以内】
----------	--	---	--

ミッショニ終了後、追加実験を2つ行った。1つ目は、太陽追従の段階をセンサー値が取れている状態で行い、センサー値から集光倍率が最大の状態になっているかの確認を行った。このとき、CanSatはカバー部、反射鏡部展開後からのシーケンスで行った。また、指向、追従中は人の手を加えていない。2つ目は、太陽指向を人が目視で行い、その時の集光倍率のデータを取得した。このときは、人の手で太陽指向している。これらの解析についても考察で述べる。

3. 考察

(i) パラシュート

2回の投下どちらも問題なく展開し、機体に被さることなく着陸ができ、パラシュートの分離も完了した。しかしながら、1回目の投下については、落下時間で着地を判定していたため、パラシュート分離前にひどく風に煽られ、機体が引きずられる時間があった。2回目の投下では1回目の投下で得られた気圧データから、気圧変化に着地判定を行い、風に煽られる前に、素早くパラシュートを分離することができた。

(ii) カバー部

2回の投下どちらも問題なく成功した。カバー部のサクセスクリティアとしてはミニマムサクセスしかないが、その他の部分のサクセスクリティアのフルサクセスの邪魔をしないほど理想的な達成度であった。

(iii) 持ち上げ部

1回目の投下では、カバー部が開いたあと、水平から 45° に立ち上がる事が確認できた。

2回目の投下ではサクセスクリティアはフルサクセスまで達成し、長時間風に吹かれても一定の仰角を保ち続けた。

(iv) 集光面の太陽指向及び追従

1回目の投下では、ターンテーブル部が回らず、フルサクセス失敗となった。機体を分解して確認したところ、モーターBOX内部に砂が充満している事が確認でき、パラシュート分離前に引きずられた際、多量の砂や土が機体内部に侵入し、モーター及びターンテーブル部の動きを阻害したと考えられる。

2回目の投下では、モーターBOX周りに施した砂対策(Fig.9.5)が功を奏し、砂がテーブルの動きを阻害することなく、1時間にわたり集光面が太陽を追従し、エクストラサクセスまで達成した。Fig.9.6はミッション終了直後の機体の写真であり、影と集光面の角度が約 4deg で、 $\pm 15\text{deg}$ 以下である。また、Fig.9.7, Fig.9.8は太陽追従時の先端部光センサーとターンテーブル角度のログである。Fig.9.7から、特に1500s~3200sにかけて、安定して極大値を取り続けていることがわかる。1500s以前の不安定な部分や1500s以降に定期的に見られるセンサー値の一時的減少は、太陽に雲が掛かったことによるもの

のである。Fig.9.8において、1500s以降の安定な部分の傾きから、太陽の見かけの角速度を求めるとき、 3.66deg/h となる。これは、Fig.9.6において、初期角度(メジャーの角度)と終了時(開始から1h後)の角度(影の角度)が約 4deg となっていることとも一致し、開始から終了の間も、正確に太陽を追従できていたと言える。事前の simulink でのシュミレーションでも予想されていたが、1500s以前の角度が不安定なのは、今回用いた極大値探索のアルゴリズムは収束が遅く、雲の陰りなどの短時間の変化に弱いためだと考えられる。

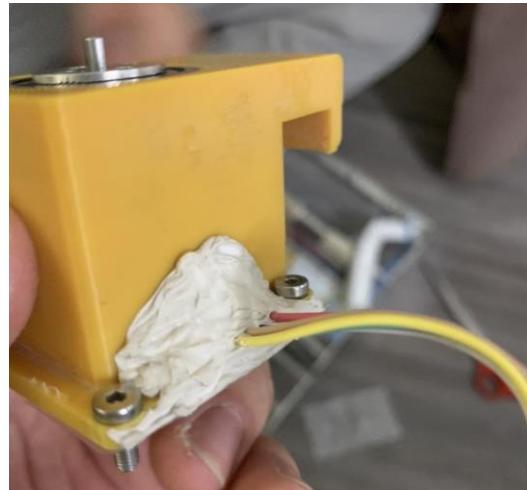


Fig.9.5 モーター ボックスに施した砂の侵入対策



Fig.9.6 投下2回目のミッション終了直後の機体の様子

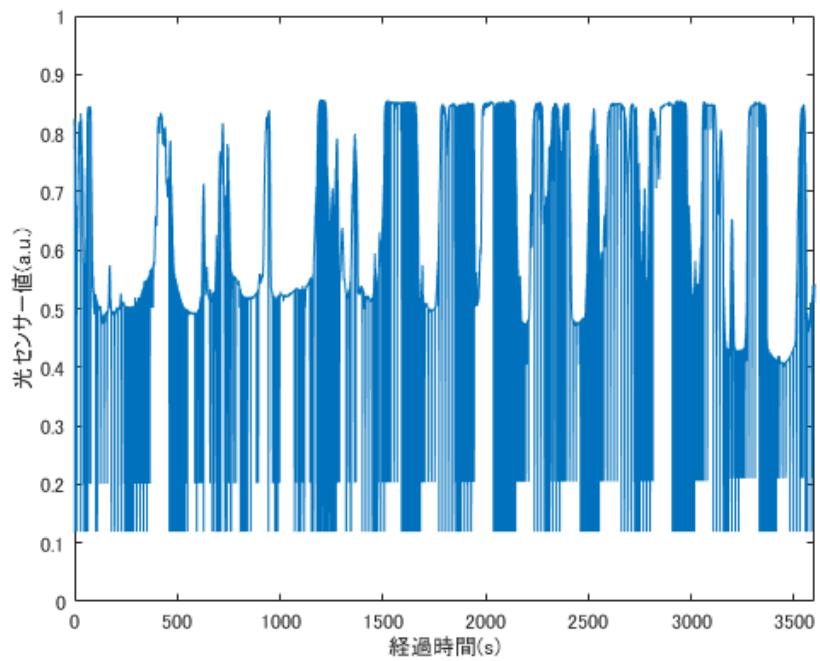


Fig.9.7 太陽追従時の光センサーのログ

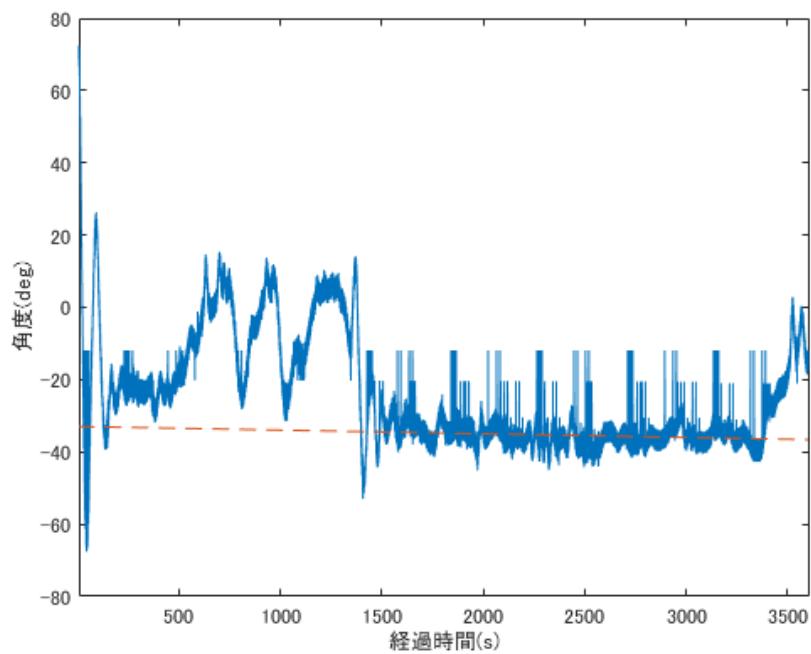


Fig.9.8 太陽追従時のターンテーブル角度のログ

(v) 集光データ取得

1回目の投下では、モーターの不具合でデータ取得までミッションが進まなかった。

2回目の投下では、非集光部の放射強度・温度、集光部の温度の値を得ることができたが、センサー基盤の故障により集光部の放射強度の値を得ることができず、フルサクセスを達成することができなかった。センサー基盤の故障は基盤の半田付けした部分が外れ、フォトダイオードとマイコンの電気的接続が切れたことによる。2回目の打ち上げ時に1回目と異なる機体を用いたが、傘を開いてのセンサーの動作確認を怠り、傘を閉じてのみの確認だったため、傘内部にある集光部センサーの運搬時の故障に気づけなかったことが原因である。

(vi) ミッション（反射鏡部）

反射鏡部に関して、1回目の投下ではパラシュートの分離まで時間を要したため、ひどく風に煽られ、機体が引きずられた。その過程において砂が鏡面に付着し、表面の反射率が明らかに低下した状態にあり、集光倍率を下げる一因となりうる状態にあることが確認された。1回目の投下においては太陽指向、集光段階までミッションが進まなかつたため実際の影響度合いを定量的に測ることはできなかったが、2回目の投下において同様の事象が発生した場合、順調にミッションが進行したとするとサクセスクライティアの達成度合いに多大な影響を及ぼすことが見込まれた。

そこで、2回目の投下時には反射胸部に砂が被さらないように、クリアファイルを切断したものをカバー部に付け、対策を施した。結局2回目の投下時ではパラシュートの分離がスムーズに行われたため、この効果を確認することはできなかった。

2回目の投下においては反射鏡部のスムーズな展開が確認された。太陽指向に関しても付近に棒を置いて陰の方向を確認し、想定通りの方向を向いていることが認められた。しかし、2回目の投下時においては集光部の放射強度の値を得ることができなかつたため、集光率・集熱の定量的な評価には至らなかった。

第10章　まとめ

1. 工夫・努力した点（ハード，ソフト，マネジメントすべて）

(i) ミッション

ミッションに関して工夫・努力した点は二つある。

一つ目は、ミッションを定義する際に、評価軸を明確にしてミッション評価を行ったことだ。具体的には、独自性・新規性、技術的実現可能性、地上での実験検証性、CanSatでやるのが適切かという点を評価軸にミッション評価を行った。現在の実際の宇宙探査や開発の状況を踏まえたうえで、特に新規性と有用性のある課題をミッションとして掲げられた点が本ミッションの工夫点の一つである。

二つ目は、自分たちの技術実証範囲を適切に切り分けを行ったことだ。今回の私たちのミッションステイトメントは「太陽電池の宇宙空間における使用可能領域拡大に向けた膜展開構造による集光/集熱技術の実証」である。深宇宙探査における発電を目的とした技術実証であるため、深宇宙ミッションを想定した場合、集光/集熱、発電、発電後の電力出力(宇宙空間での作業)がミッションフローとして考えられる。どこまでを自分たちの検証範囲とするかを検討した結果、集光/集熱による光強度・温度の影響について実験検証するという、深宇宙ミッションを想定したときの一番のキーポイントを明確にできた点が、本ミッションの工夫点の一つである。その結果、ミッション有用性やミッション意義の観点で、開発時の揺らがない礎になった。

(ii) 機体構造部

機体構造部として工夫・努力した点は3つある。

本機体はカバー部が一番外側、すなわち一番衝撃を受ける構造となっており、パラシュートの開傘衝撃や着地衝撃で構体が歪む、破断するなどしてしまうとカバー部が展開しない、内部にも衝撃がかかって壊れてしまうことが考えられる。しかし、構造的、材料的に強化することで耐衝撃性を向上させたことが見事に功を奏し、着地後の本機体は打ち上げ前と見まがうほど歪みがなかった。

さらに、そのおかげもあり、カバー部の展開力を担うばね蝶番は完璧な仕事をしてくれた。ばね蝶番は我々の設計通りに開き、内部の反射鏡部や持ち上げ部のサクセスに十分に寄与した。展開した後もばね蝶番は開く力を持ち続け、機体の安定化に貢献した。

また、構体が歪まなかつたことはカバー部の展開自体にとっても非常に意味を為すものだった。本機体は先述のばね蝶番によって常に開く方向に力が働いており、それを閉じておくためには門のような機構を備え、引きばねと糸の溶断を用いてそれを引き抜き、機体が展開するというものである。歪みによって門とそれを通す部材が干渉することを未然に防ぐことが出来た。

もちろん内部コンポーネントの配置にも気を配った。本ミッションではカバー部が展開するため、内部配置の設計段階で主に重量を占める電装部品を底面に設置することにより、転がってカバー部を展開した後に機体内部が地面に向かないよう工夫をした。なるべく大きな反射鏡部を搭載したかったため、反射鏡部が機体内部の大きな部分を占めていたこともあり、残りのスペースにその他の機能を押し込むかの如く配置するのは骨が折れた。

1回目の投下を受けて現地で改善したこととして砂や土の侵入対策が挙げられる。前面にフィルムを貼ることで侵入する量を減らし、問題があったモーターボックスのハーネス周りには当初のホットボンドに加えて現地で調達した粘着ラバーで接着した。

(iii) パラシュート部

まずパラシュートの設計においては2点ある。1点目はパラシュートの形状を考慮した抗力係数や、開催地のブラックロック砂漠の平均高度をもとに大気密度を割り出すなど、様々なパラメータにおいて可能な限り詳細に推定した点である。2点目は、着地後にパラシュートが機体の上に被らないようにシラウドラインに沿ってコンベックスばねを使用した点である。

また、パラシュートの製作においては材料に軽く裂けにくいリップストップを使用した点と、型紙を用いてパラシュートに用いる布の裁断を行った点が特に工夫した点である。

(iv) 電装部

電装部の工夫点として、光センサの値を機体に搭載された温度センサの値から補正できるようにしたことがあげられる。本機体に使用した光センサは、センサの温度上昇に伴って、センサの出力値が指数関数的に上昇するという特性があった。また、温度センサも温度上昇に伴い誤差が数°C単位で生じる特性を持っていた。ライトログから精度の高い照度を測定できるよう、両センサの温度に関する特性曲線と実験値から、補正用の関数を求め、ミッション評価を行いやすくした。

また、電装基板に関しては、I/Oポートの少ないマイコンを採用していたことから、主要なセンサはI2C通信でまとめるよう工夫した。これにより、microSDへのログの記録を、SPI通信からUART通信で行えるようになり、より信頼性の高いログ記録の方法を採用できた。

ソフトウェアの開発においては、 mbed OS のスレッド機能を使用し、 センサ情報の記録や読みだしや GPS ダウンリンクをそれぞれ独立して行えるようにした。また、 各種シーケンスに番号を振り while 文を用いることで、 新たにプログラムを書くのではなく、 特定のシーケンスに関しての動作確認を行えるようになった。

太陽指向のプログラムに関しては、 外乱による影響を少なくするために、 複数回太陽指向を行うようにした。 具体的には、 一回のターンテーブルの回転でエンコーダの回転角の数値と光センサの値の組み合わせを記録し、 連続して同じ数値の組み合わせが得られるまで複数回回転を続行するようにした。

また、 太陽追従のプログラムについては、 1つのアナログセンサだけで追従が行えるような制御方式を採用し、 実際に太陽方向の変化に伴って継続的に太陽方向を向けるようになった。

(v) 反射鏡部

反射鏡部は本ミッションに置いて最も多くの試作を繰り返し工夫した機構である。そのため反射鏡部をさらに分解し、 反射膜部、 骨部、 中棒部に分けそれぞれの工夫点について述べていく。

まず、 反射膜部について。 これは当ミッションに置いて集光を担うパートであり、 これをどのように CanSat サイズに収めるかが課題であった。 工夫点としては折り目の付け方がまず挙げられる。 基本的な機構は一般的な折り畳み傘を参考として設計しているが、 膜内の折り目は骨間の中央から大きく偏った位置に存在する。 これは、 反射鏡部には反射板を張り付けているため膜自体の厚さを考慮する必要があり、 中棒に巻き付ける際の周長差を考慮した結果である。 また反射膜部の材質についても布 3 種反射板 3 種を選定しそれぞれ、 展開性・集光率・重量の点で評価・試作を繰り返し適切なものを選択した。 その結果、 フライトモデルでは十分な折り目を付けられある程度の丈夫さを持つ綿を選定し、 反射板については最も剛性の強い物を使用し平面精度を保ち、 打ち上げ直前まで反射板に取り付けられていた保護フィルムをはがさないようにすることで砂漠の砂による反射率の低下を抑えた。

次に、 骨部について。 このパートは当団体が活動を開始して最初に取り組んだ構造であり、 かつ最後まで調整を行っていた構造である。 機構は一般的なリンク機構を用いたもので、 材質はマイクロ炭素纖維充填ナイロン、 3D プリンタを用いて製作されている。 各リンクの接合部はハトメを用いて行われており、 片方の部材をもう片方が挟むような構造で、 剛性の偏りをなくすとともに各リンクがちぎれないような強度を保っている。 また材質に用いたマイクロ炭素纖維充填ナイロンは、 一般的な 3D プリンタに用いられるナイロンと同等の密度でありながら

ら、より強度が高く熱耐性を持つ素材である。これにより、集光による骨部の温度上昇に耐えるだけではなく、展開後の風にさらされても十分に耐えることを、重量を抑えながら実現することが可能になった。

また、先ほどの集光膜部と骨部の接合には糸を用いている。こちらもいくつかの方法を実際に試作・試験を行うことで選定し、結果として骨部の各部の穴と布を手によって縫い付けることで最も望む機能が得られた。

3つ目に、中棒について。この構造は反射鏡部において上記パーツを支え、また内部の各種センサを保持する、重要なパーツである。求められる機能として、集光によって想定される温度に耐えること、風の影響を受けても耐えることのできる強度を持つこと、内部のセンサ部保持のための細かい加工を行える素材であることである。以上の点より、アルミニウムをボール盤加工を行うことで作成した。これにより本ミッションを最後まで十分に耐えることのできる部材ができた。

(vi) 立ち上げ部

本ミッションにおける立ち上げ部の要求として反射鏡部を持ち上げ、角度を固定することである。技術的な難点として反射鏡の展開により、構造自体の拡大による持ち上げ及び固定に必要なトルク増加と風による外乱の影響がある。当初はスペースとの兼ね合いから小型のばね蝶番のみで展開トルクを満たそうとしたがトルク不足であった。そこでばね蝶番と引きばねの組み合わせにより十分な展開力を確保し、回転のロック機構を閉じる方向には設けないことにより風により一次的に閉じても復帰できる機構とした。

2. 課題点

(i) 機体構造部

ばね蝶番を「先代が使っていたから」という理由で選定したため、展開や展開後の機体の安定化に必要なトルクを計算しないでそのまま組み上げてしまった。結果として上手くいっただけであったためより良く出来たのではないかと考える。

機体の展開を溶断機構で行ったが、セッティングが面倒な機構になってしまった。また、その方法が工夫およびコツが必要なものとなってしまったので改善の必要がある。

(ii) パラシュート部

パラシュートは概ね上手く機能したが、着地後にパラシュートが機体の上にかぶらないように用いたコンベックスばねが、一回目の打ち上げ後には機体にかぶさってはいなかったもののコンベックスばねは折れ曲がって機能していなかった。そのため、コンベックスばねの配置については検討を重ねる必要がある。

(iii) 電装部

まず、着地後の通信距離が非常に短かったことがあげられる。ログを確認したところ、機体が上空にあるときには通信を行うことが出来ていたものの、着陸後に機体と地上局の通信が行えたのは機体が目視で確認できる程度の距離であった。主な原因として、通信モジュールのアンテナの取り回しが十分に考慮されていなかったこと、また、地上局側のアンテナの整備を行っていなかったことが考えられる。

また、機体落下中に MCU にリセットがかかっていたことも課題としてあげられる。これにより一回目のフライトでは、着陸の検知が大幅に遅れてしまい、機体内部に大量の砂が入り込んだ。着陸してからは MCU のリセットが見られなかったことから、パラシュート落下時の環境について考慮する必要がある。

(iv) 反射鏡部

反射鏡部の主な課題として、反射膜が完全な円錐ではなく 8 つの面によって構成されていた点が挙げられる。中棒が細い円柱であるから、今回のような 8 つの面で光を反射させた場合、中棒に当たらない反射光も存在することになり、非効率である。また、反射させた光を中棒の軸に対して垂直に当てるには反射膜を円錐にする必要がある。したがって、反射光をより効率的に中棒に集光させるために反射膜をより円錐形に近づけることが可能になるような構造を検討する必要がある。

(v) 立ち上げ部

立ち上げ部の課題としては、今回のミッションではサクセスクライテリアとの兼ね合いを考え立ち上げ角度が固定される設計を行った点である。理想的には集光を行うためには太陽高度は変化するためそれを追従するような機構が望ましい。よって太陽高度に応じて角度を任意に変える制御のできる構造を考える必要がある。

3. 今後の展望

EURECOS としての活動は今年度で終了するが、今後進んでいく研究分野や実際の衛星開発において、本 CanSat の開発で得た知見を活かしていきたい。

また、今後 CanSat 開発に参加する方々におかれましては、研究室の先輩や CanSat 開発経験者にたくさん話を聞き質問をぶつけることをおすすめします。きっと喜んで教えてくれるはずです。そうすることで、自分で考えるべきところがみえてくるはずです。