

ARLISS2024大会報告書

提出日：2024年10月19日

チーム情報

CanSatチーム名	東京都立大学 TMU Super Spider Liner
CanSatチーム 代表者情報	山田 隼矢 wyyosystem@gmail.com , 080-5460-5050
UNISEC団体名	東京都立大学 宇宙システム研究室
UNISEC団体 学生代表	安平 浩義
責任教員	佐原 宏典 sahara@tmu.ac.jp , 090-6142-4169
CanSatクラス	Open Class

メンバー

役割	氏名 (学年)
PM	山田 隼矢 (M2)
電装班長	涌田 瑛貴 (M2)
電装・構造	森永 剛史 (M2)
構造班長	大久保 湧樹 (M2)
構造	吉岡 宙 (M2)
オブザーバー	伊藤 奨真 (M1)
オブザーバー	白井 健太郎 (D2)

CanSatの製作目的・大会参加理由

東京都立大学宇宙システム研究室では衛星開発に必要な幅広い能力の獲得を目指して毎年複数のチームがCanSat開発に取り組んでいる。我々のチームは第18回能代宇宙イベントへ参加経験のある3名と未経験者2名、ARLISS経験者2名のオブザーバーら計7名から成る。広大かつ過酷な環境下でロケットのペイロードとしてCanSatを打ち上げ、ミッションを実行できる国内の競技会以上にチャレンジングな大会への参加を通して、システムズエンジニアリングを実践し、国際的な視野を持った技術者として経験値を高めるために参加した。革新的なミッションの創出と技術開発を行い、日本とは異なる環境下でもミッションを達成させるため、経験知と想像力、技術力を掛け合わせることでできる人員・開発体制をとった。

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	5
第1.3節	ミッション要求	7
第1.4節	サクセスクライテリア	8
第2章	システム要求	9
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	9
第2.2節	ミッションを達成するためのシステム要求	10
第3章	システム試験項目の設定	13
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	13
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	14
第4章	システム仕様	16
第4.1節	機体概観	16
第4.2節	機体機構	21
第4.3節	搭載機器	25
第4.4節	使用部品	32
第4.5節	製作時に使用した機材・サービス	36
第5章	システム試験	37
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	37
第5.2節	ミッションを達成するためのシステム試験	57
第6章	工程管理	68
第7章	大会結果報告	69
第7.1節	目的	69
第7.2節	結果	69
第7.2.1項	打上1回目	69
第7.2.2項	打上2回目	76
第7.3節	考察	82
第7.4節	会計	85
第8章	まとめ	85
第8.1節	工夫点・努力した点	85
第8.2節	課題点	87
第8.3節	今後の展望	88

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

月面拠点の建設区画選定に向けた測量技術の検証

近年、月や火星探査といった宇宙活動が活発化している。特に月面拠点建設は月面に眠る水や金属などの有用な資源の探査や、月面での経済活動の促進、そして将来の有人火星探査や深宇宙探査における中継拠点としての役割も期待されている。月面拠点建設では地球上で培われた多くの建設技術の応用が想定されており、特に、構造物の建設に適した土地を選定するために、狭域的な測量技術及びマーキング技術の確立が求められている。過酷な月面環境での施工においては人間の作業を極力減らすことが重要であるため、本ミッションでは月面拠点の建設可能区画の自律マーキング機能を有するCanSatを開発する。

カムバックを行うCanSatにて多く用いられるGNSSセンサや地磁気センサは構造物建設に必要な測量精度を保証することが困難なうえ、月面にて使用することができない。そこで本CanSatは、ストリングを用いて距離と水平角を測量する新たなシステムを採用する。本CanSatは着地後に、ストリング機構を有する親機と、走行機構とマーカー落下機構を有する子機に分離する。親機と子機はストリングで接続されており、リール回転量の検知とストリングの方向の検知を行うことで、子機の位置座標を正確に把握、制御することが可能となる。本ミッションではこのシステムを活用し、マーカーを搭載した子機の誘導制御を行うことで、任意地点に月面拠点の建設区画をマーキングする。

第1.2節 ミッション内容

このミッションを達成させるためのミッションアイテムとして「①建設可能区画を探索する」、「②正確な位置まで移動する」、「③マーカーを配置する」を定め、ミッションステータメントの具体像を図1.1に示す。



図1.1 ミッションの概略図

ミッションシーケンスを表1.1に示す。

表1.1 ミッションシーケンスの概略

シーケンス1	準備	運用者がCanSatを組み立て、キャリアに収納する。
シーケンス2	打上	CanSatがロケットにより打上げられた後、ロケットから放出されたことを判定する。
シーケンス3	降下	CanSatがパラシュートを展開し、降下する。
シーケンス4	着地	CanSatが着地を判定し、パラシュートを分離する。
シーケンス5	解放	親機から子機を解放する。
シーケンス6	探索	子機が探索を行い、4つのマーカーの配置計画を立てる。
シーケンス7	配置	子機が配置予定座標まで移動し、マーカーを計4か所に落とす。
シーケンス8	終了	全シーケンスを終了する。

ミッションシーケンス図を図1.2に示す。CanSatはロケットから放出後にパラシュートを展開して降下後着地し、パラシュートを分離する。分離後CanSatが展開し、親機と子機に分かれ、子機を親機から解放する。子機がリールからストリングを引っ張ることで親機からの距離と角度を計測し、子機のスタック位置を基に、轍など段差を避けたマーカーの配置場所を検討する。配置予定座標が確定後、子機が配置予定座標に移動し、マーカーを設置する。マーカーを4つ配置完了後終了判定し、運用者に伝達する。

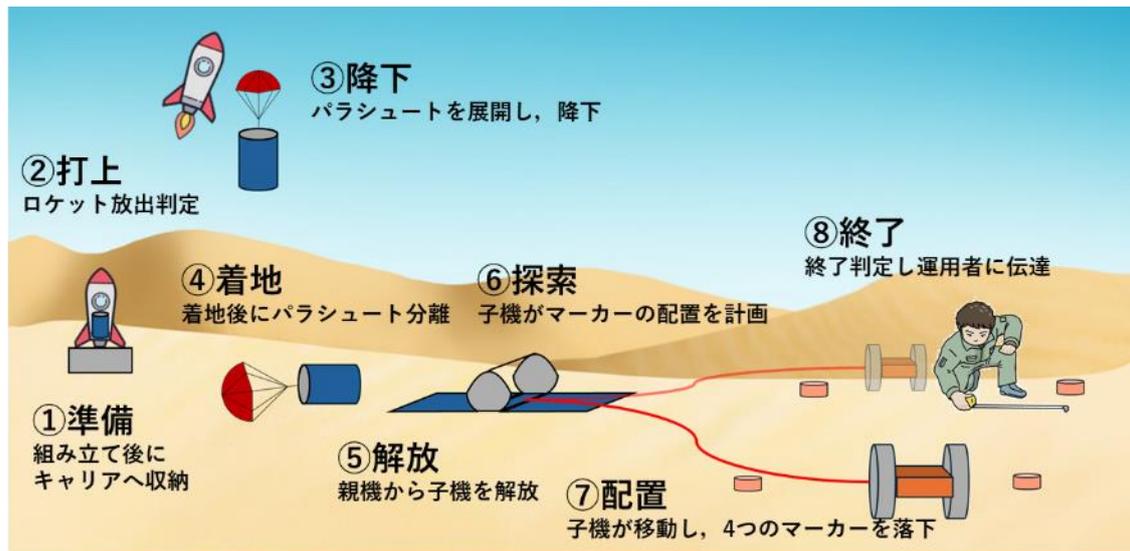


図1.2 ミッション全体のシーケンス

第1.3節 ミッション要求

ミッション要求を次の表1.2に示す.

表1.2 ミッション要求の概略

番号	ミッション要求
MR1	親機から子機を解放すること
MR2	親機が移動せず姿勢と位置を保つこと
MR3	子機が十分な走破性を持つ必要がある
MR4	指定したタイミングで子機がマーカをひとつ落とすこと
MR5	親機と子機に指示を出せること
MR6	親機からみた子機の位置座標を誤差±1mの精度で制御すること
MR7	着地地点周辺の安全な領域を判定すること
MR8	親機がストリングで子機との距離と角度を測ること
MR9	親機がストリングを繰り出し、巻き戻すこと

第1.4節 サクセスクライテリア

サクセスクライテリアを次の表1.3に示す。

表1.3 ミッションシーケンスの概略

レベル	項目	達成条件	検証方法
ミニマムサクセス	ストリングシステムが正常に動作する。	以下のすべてを満たす。 A) 子機のタイヤが回転する。 B) 親機と子機がストリングを除いて接触していない。 C) ストリングが想定したとおりに機能している。 D) 親機が静止している。	A) 目視で確認する。 B) 目視で確認する。 C) 切れてない、絡まってない、たゆんでないことを目視で確認する。 D) 目視で確認する。
ミドルサクセス	探索を完了する。	以下のすべてを満たす。 A) 建設可能な土地か判定する。 B) マーカー4つの配置予定座標を算出する。	A) CanSat内のメモリに記録したログで確認する。 B) CanSat内のメモリに記録したログで確認する。
フルサクセス	マーカー4つをそれぞれ指定した座標に落とす（配置する）。	以下のすべてを満たす。 A) ミッションシーケンスをすべて終了している。 B) 4つのマーカーの座標の誤差がGNSSセンサの測位精度以下である1m以内である。	A) CanSat内のメモリに記録したログで確認する。 B) 運用者が巻き尺を用いて位置を測定し、配置予定座標と比較する。

第2章 システム要求

第2.1節 レギュレーションを満たすためのシステム要求

レギュレーションに記載されている項目に対し、システム要求を選定した。レギュレーションを満たすためのシステム要求を次の表2.1に示す。

表2.1 レギュレーションを満たすためのシステム要求

番号	レギュレーションを満たすためのシステム要求
R1	CanSatは規定のサイズ（直径146mm以下，高さ240mm以下）と質量（1,050g以下）でなければならない。
R2	CanSatはロケットから放出後，位置が特定できなければならない。
R3	CanSatは規定の終端速度（4～6m/s）の範囲内で降下しなければならない。
R4	CanSatが定められたランダム振動（15G，30～2000Hz）のレギュレーションを満たさなければならない。
R5	CanSatが定められた準静的荷重（10G，10s）のレギュレーションを満たさなければならない。
R6	CanSatが定められた分離衝撃（40G）のレギュレーションを満たさなければならない。
R7	CanSatは打上げ時，パラシュート開傘時の衝撃を受けた後もその機能を維持しなければならない。
R8	CanSatはロケット搭載時に無線の送波を停止しなければならない。
R9	CanSatに搭載する全ての無線機は要求に応じて周波数の変更を行えなければならない。
R10	CanSatはロケットに搭載後メンテナンスなしにミッションを維持しなければならない。
R11	CanSatはロケットに損傷を負わせる可能性のある機構や物質を搭載してはいけない。
R12	CanSatは制御されることなく着地しなければならない。

第2.2節 ミッションを達成するためのシステム要求

ミッション要求を満たすためのシステム要求をシーケンス毎に選定した。ミッションを達成するためのシステム要求を次の表2.2に示す。

表2.2 ミッションを達成するためのシステム要求

シーケンス	番号	ミッションを達成するためのシステム要求
全体 M0	M0-1	CanSatが全シーケンスを正常に完了する電力を供給できること
	M0-2	CanSatがHKデータを保存できること
準備 M1	M1-1	CanSatの組み立てが遅延なく完了できること
打上 M2	M2-1	CanSatがキャリアから引っかかることなくスムーズに放出されること
	M2-2	CanSatがキャリア放出後に放出判定を行うこと
	M2-3	親機から子機が誤って解放されないこと
降下 M3	M3-1	親機から子機が誤って解放されないこと
着地 M4	M4-1	パラシュートとCanSatが絡まないこと
	M4-2	CanSatが着地後に着地判定を行うこと
	M4-3	CanSatが着地後にパラシュートを分離すること
	M4-4	親機が展開し、ミッション遂行可能な姿勢をとること
	M4-5	親機から子機が誤って解放されないこと
	M4-6	CanSatは着地衝撃を受けた後もその機能を維持できること。
解放 M5	M5-1	子機が動き出すこと
	M5-2	親機が子機の動きを妨げないこと
	M5-3	ストリングが子機または親機と絡まないこと
	M5-4	ストリングが切れたり、たゆんだりしないこと
	M5-5	親機が子機の状態を無線通信により確認し、指示を出せること

	M5-6	親機と子機が、子機が解放された後に解放判定を行うこと
探索 M6	M6-1	子機が指定した方向を向くこと
	M6-2	子機が向きを変えず直進すること
	M6-3	子機が大きな轍以外でスタックしないこと
	M6-4	子機が大きな轍でスタックした際に脱出できること
	M6-5	子機がスタックした場合、安全な方向に向きを変え、子機を探索させること
	M6-6	子機が指定した距離分直進した後、停止すること
	M6-7	安全な配置予定座標を算出できること
	M6-8	親機が子機の移動中に姿勢と位置を保つこと
	M6-9	親機が子機の状態を無線通信により確認し、指示を出せること
	M6-10	ストリングが切れたり、たゆんだり、絡まったりしないこと
	M6-11	親機がストリングを送り出すこと
	M6-12	親機がストリングを巻き戻すこと
	M6-13	親機がストリングを用いて子機との距離を測ること
	M6-14	親機がストリングを用いて子機との角度を測ること
配置 M7	M7-1	子機が指定した方向を向くこと
	M7-2	子機が向きを変えず直進すること
	M7-3	子機が走行中にミッション遂行不可能な破損、摩耗をしないこと
	M7-4	子機が移動途中でマーカーを落とさないこと
	M7-5	親機が子機の移動中に姿勢と位置を保つこと
	M7-6	親機が子機の状態を無線通信により確認し、指示を出せること
	M7-7	親機が子機との距離を誤差±1mの精度で計測できること

	M7-8	親機から見た子機の方角を親機が誤差 ±2degの精度で認識すること
	M7-9	ストリングが切れたり、たゆんだり、絡まったり しないこと
	M7-10	親機がストリングを送り出すこと
	M7-11	親機がストリングを巻き戻すこと
	M7-12	親機がストリングを用いて子機との距離を測ること
	M7-13	親機がストリングを用いて子機との角度を測ること
	M7-14	子機が指定した距離分直進した後、停止すること
	M7-15	子機が停止した後、マーカーをひとつ落とすこと
終了 M8	M8-1	CanSatがミッション終了を判定し、運用者に伝達すること

第3章 システム試験項目の設定

本章ではシステム設計項目について、レギュレーションを満たすための項目及びミッションを達成するための項目の2点について記載する。

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

レギュレーションを満たすためのシステム試験項目については、表3.1に示す。

表3.1 レギュレーションを満たすためのシステム試験項目

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施日
RV1	質量試験	R1	8月2日
RV2	機体収納及び放出試験	R1 M1-1, M2-1 M2-3	8月2日
RV3	GNSSデータダウンリンク試験	R2	8月5日
RV4	長距離通信試験	R2	7月10日
RV5	通信周波数変更試験	R9	8月5日
RV6	パラシュート降下試験	R3, R7, R12 M2-2, M3-1 M4-1, M4-2 M4-3, M4-4 M4-5, M4-6	8月28日
RV7	振動試験	R4	8月1日
RV8	準静的荷重試験	R5	8月1日
RV9	分離衝撃試験	R6	8月1日
RV10	無線送波停止試験	R8	8月2日

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

ミッションを達成するためのシステム試験項目については、表3.2に示す。

表3.2 ミッションを達成するためのシステム試験項目

番号	試験項目名	対応するシステム要求番号	実施日
MV1	着地衝撃試験	M4-5, M4-6	8月14日
MV2	親機展開及び子機解放試験	M4-4, M4-5 M5-1, M5-2 M5-3, M5-4 M5-5, M5-6	8月2日
MV3	ロングラン試験	M0-1, M7-3	9月4日
MV4	子機走行性能試験	M6-3, M7-3	8月31日
MV5	子機走行中親機不動確認試験	M6-8, M7-5	8月28日
MV6	子機走行制御試験	M5-3, M5-4 M5-5, M6-1 M6-2, M6-6 M6-9, M6-10 M6-11, M6-13 M6-14, M7-1 M7-2, M7-4 M7-5, M7-6 M7-7, M7-8 M7-9, M7-10 M7-12, M7-13 M7-14	9月3日
MV7	子機回収試験	M6-10, M6-12 M7-9, M7-11	8月31日
MV8	スタック検知及び脱出試験	M6-4, M6-5 M6-9, M6-12	9月3日
MV9	マーカー落下作動及び制御試験	M6-7, M7-4 M7-10	9月3日
MV10	制御レポート作成試験	M0-2	9月4日
MV11	降下着地解放シーケンス試験	M2, M3, M4	8月28日

MV12	探索シーケンス試験	M6	9月4日
MV13	配置シーケンス試験	M7	9月4日
MV14	End-to-End試験	全てのシステム 要求番号	9月4日

第4章 システム仕様

第4.1節 機体概観

CanSatは、親機及び子機、パラシュートから構成される。まず親機内に子機が収納されているときのCanSatの外観を図4.1から図4.3に示す。

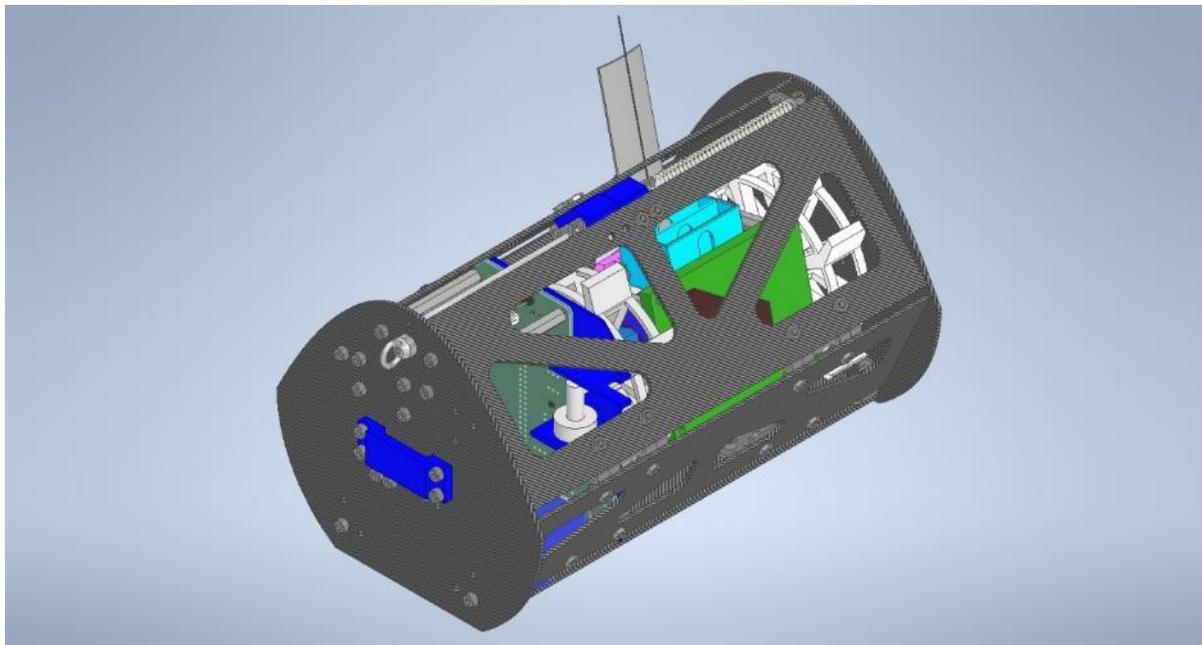


図4.1 CanSat親機（収納時）のCAD図（左正面図）

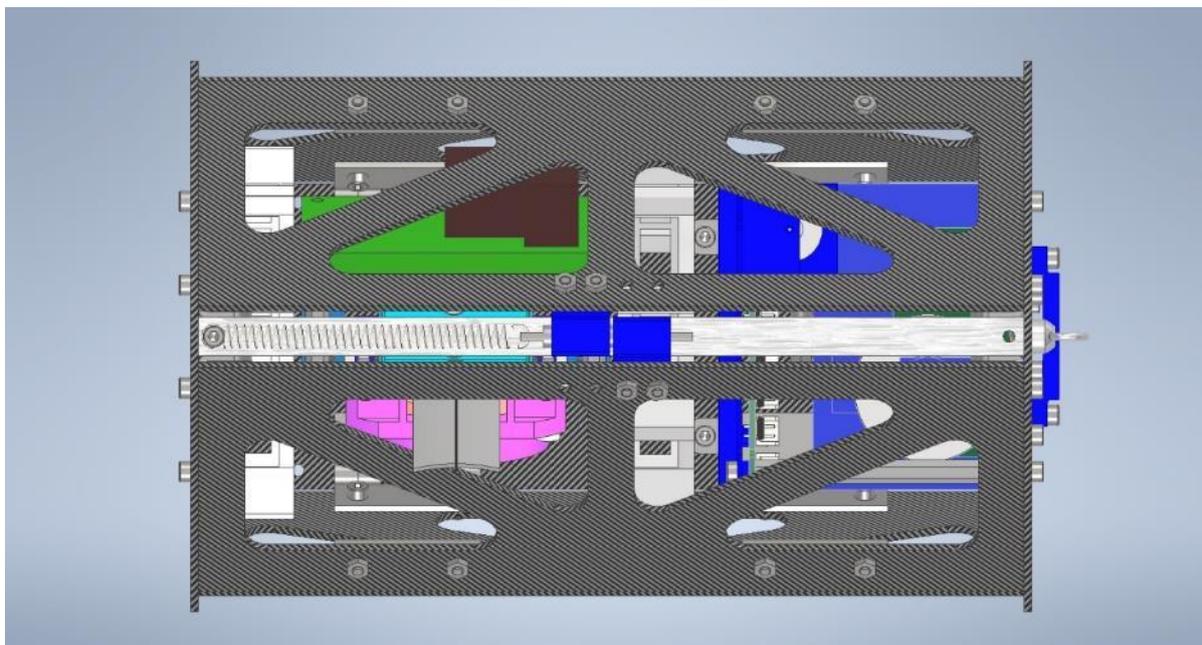


図4.2 CanSat親機（収納時）のCAD図（正面図）

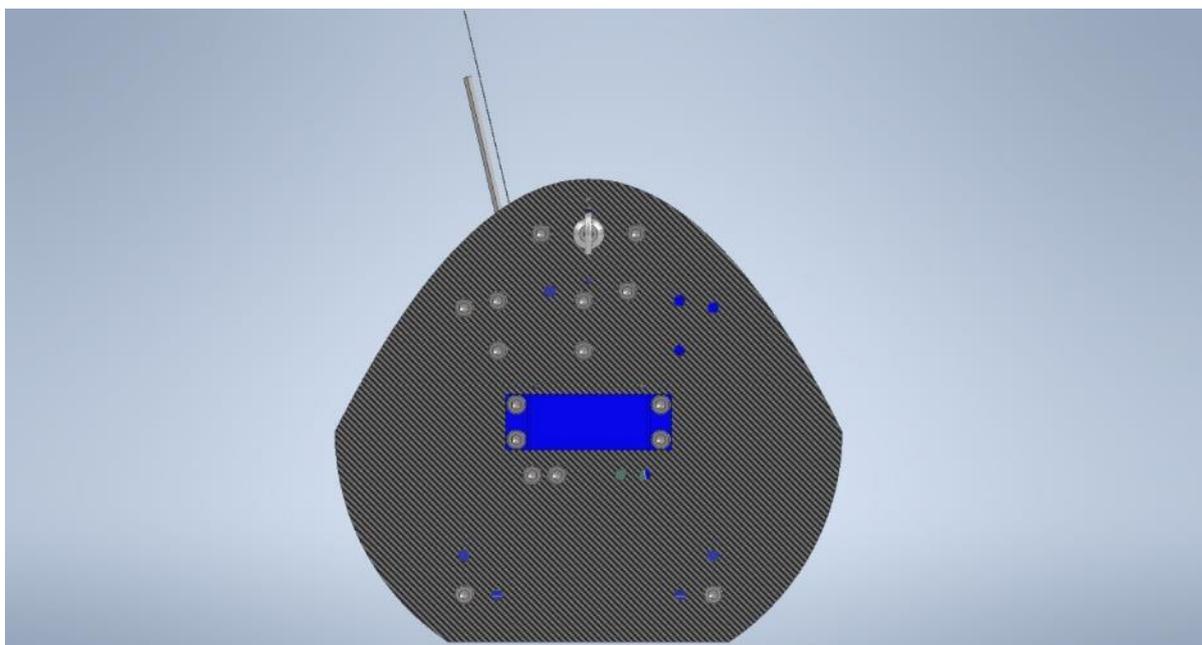


図4.3 CanSat親機（収納時）のCAD図（左面図）

図4.3において、紙面上下方向を縦、左右方向を横、奥行方向を幅とすると、収納時のCanSatの大きさは縦132mm、横144mm、幅236mm以内である。図4.3この面における特徴的な丸型の板材を「Onigiri面」と呼称する。なお図においては、アセンブリモデル作成の都合上、子機のスタビライザーが親機内部から飛び出ているが、実際の収納時は親機の展開面内部の面に沿い、スタビライザーが親機内部に収まるよう運用する。

親機の展開面が展開し、子機が解放される直前のCanSatの外観を図4.4と図4.5に示す。

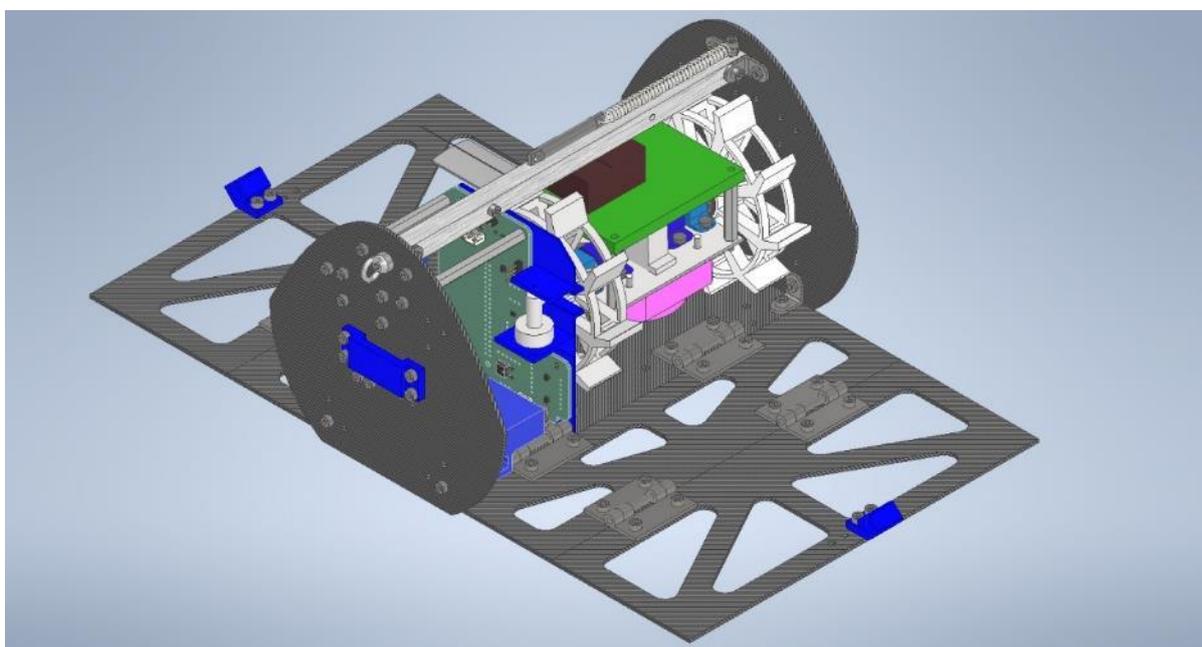


図4.4 CanSat親機（展開時）のCAD図（左正面図）

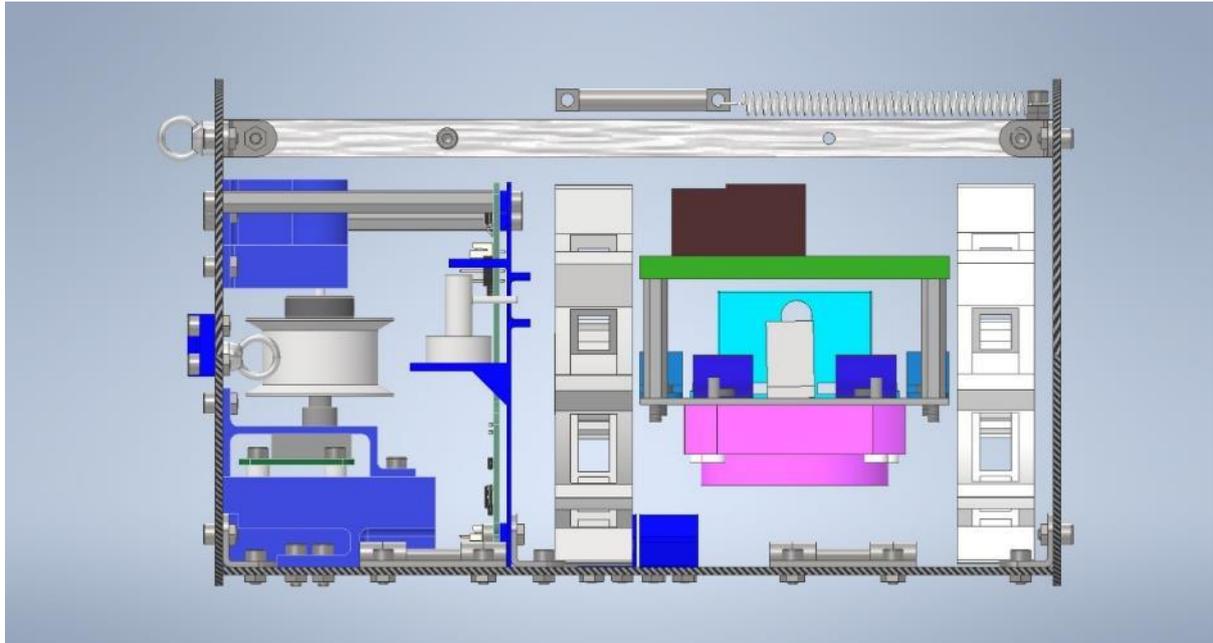


図4.5 CanSat親機（収納時）のCAD図（正面図）

図4.4のような親機展開時のCanSatの大きさは、縦132mm、横388mm、幅236mm以内である。また、親機とパラシュートの接続部、パラシュート全体の外観を図4.6に示す。親機のOnigiri面外側にあるテグス溶断用のコイル状ニクロム線を通したテグスはOnigiri面内の2穴を1周半し、再びOnigiri面外側へ持ってくる。テグスの片端をパラコード先端部の2つの輪へ通し、もう一方の片端と2重にもやい結びすることで親機とパラシュートを強固に接続する。パラシュートの開傘を検知するフライトピンを引く抜くため、オスオスのジャンパー線をパラコードへテグスによってもやい結びで固定する。パラシュートの布は過去の使用実績及び素材の強度から、ナイロン製のemma kites社リップストップ、パラコードはemma kites社UHMWPE 超高強度ポリエチレン繊維コードを用いた。さらにパラシュートと機体の距離を離し、パラシュートの倒れ落ちる向きを一意に定めるためにパラコードをコンベックスに沿わせ、パラシュート側のパラコードとコンベックスに沿わせたパラコードは絡まり防止のため釣り具で使用するサルカンを用いて接続した。これらにより、軽量かつARLISSの打ち上げ環境にも耐えられるよう強靱なパラシュートを製作した。パラシュート開口時の空気流入方向の投影面積が1辺420mmの正六角形となるよう二等辺三角形に切り出した6枚の布を縫い合わせる。ただし、落下の安定性を高めるために六角形の布の中央部に孔を開け、最外辺にはアルミ製のハトメでパラコードを通すための孔を等間隔に6個設ける。パラコードの長さは本研究室の経験知と実験によって決定した。

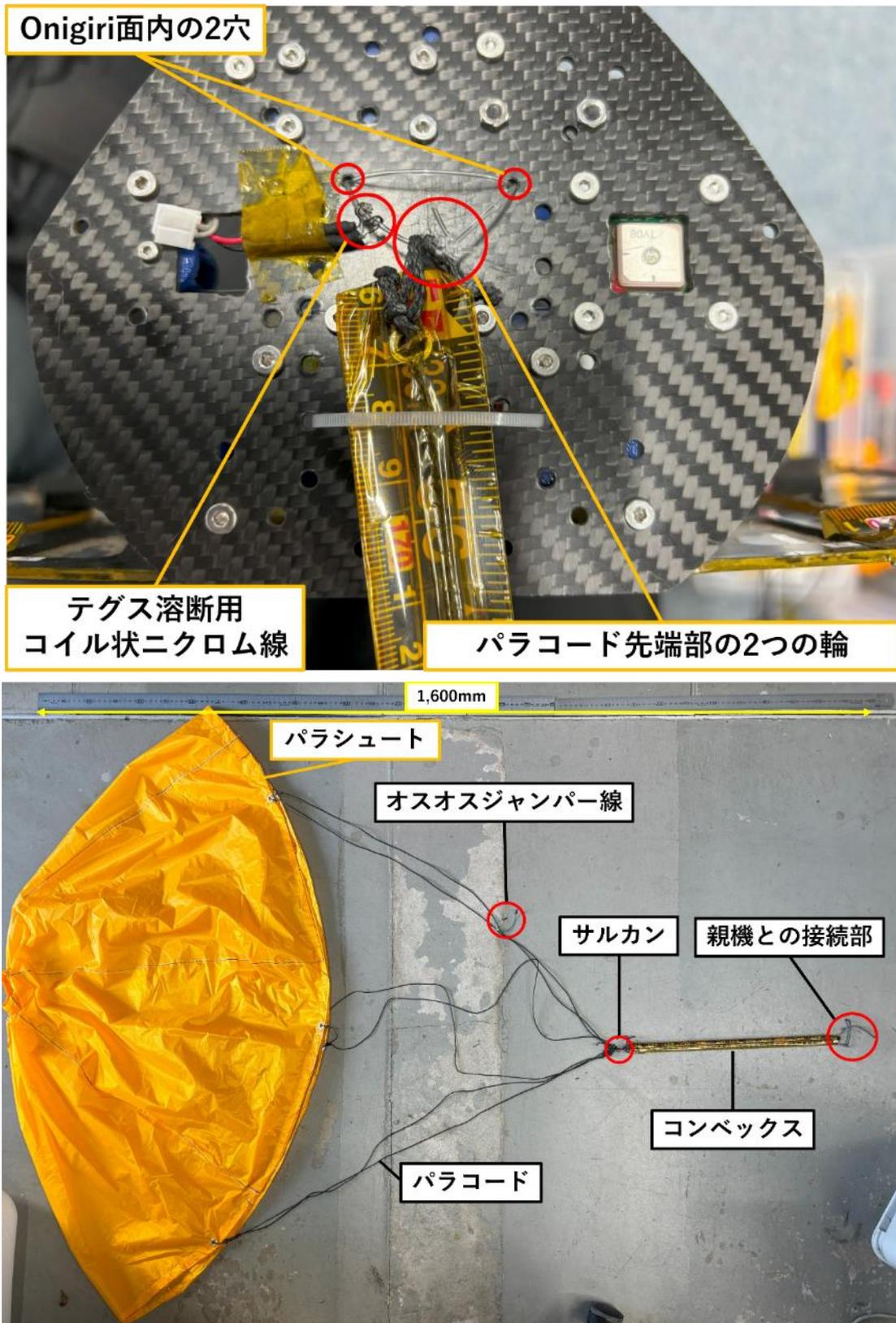


図4.6 パラシュート（上：親機・パラシュート接続部，下：全体外観）

次に子機について説明する。ミッションの特性上、親機は走行しない機体であるが、子機は走行する機体である。図4.7から図4.9において、子機の左後面、右前面及び下面外観を示す。ただし、子機に搭載されている構造の細部については次項で説明をするため、本項では省略する。

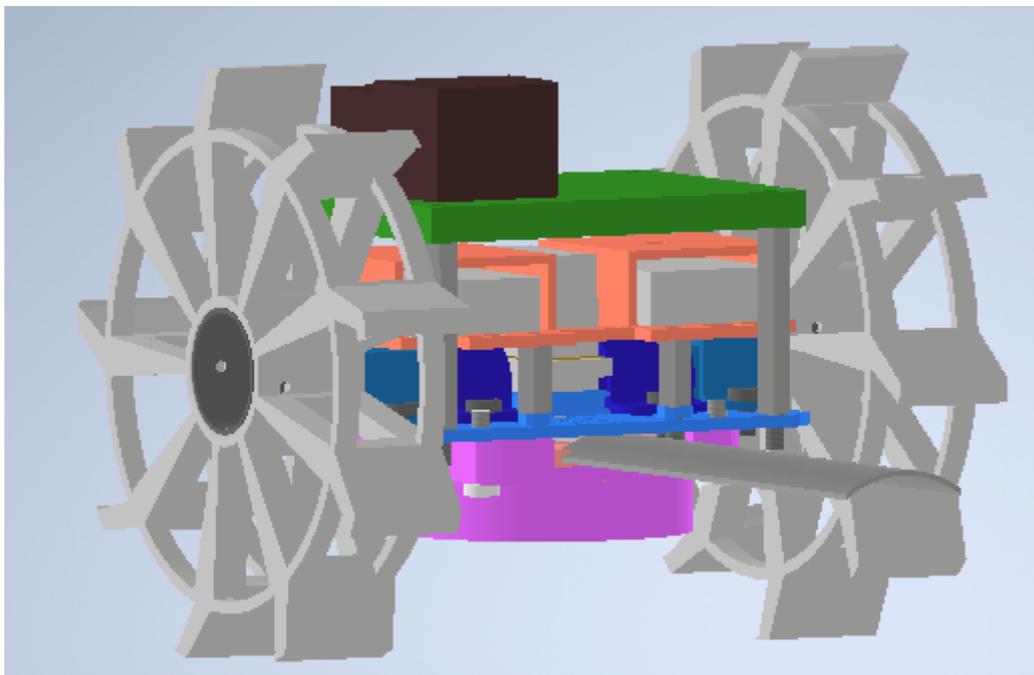


図4.7 CanSat子機のCAD図（左後面図）

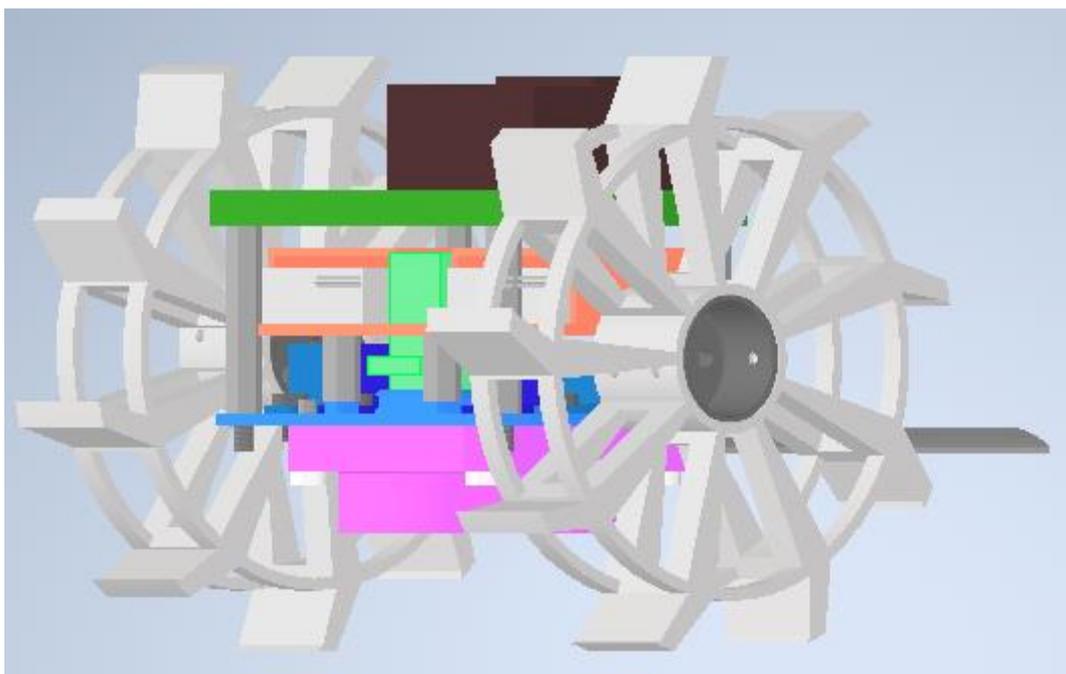


図4.8 CanSat子機のCAD図（右前面図）

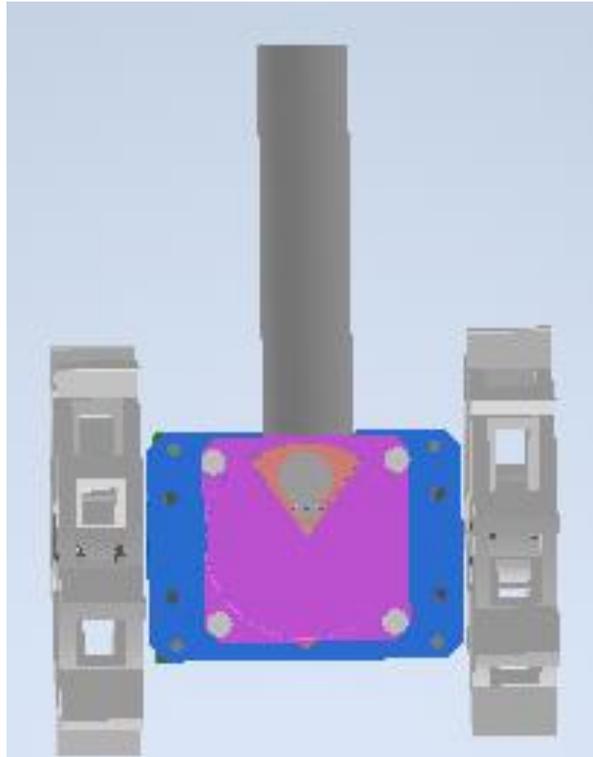


図4.9 CanSat子機のCAD図（下面図）

図4.9における奥行方向を縦，上方向を横，右方向を幅とすると，走行時のスタビライザーを除いた大きさは，縦98mm，横98mm，幅124mmである．スタビライザーの長さは約80mmである．

第4.2節 機体機構

親機の機構外観を図4.10と図4.11に示す．親機の外皮構造は主にCFRP製の板材から構成される．各板材はステンレス製のボルト・ナット，L字ブラケット，コンベックス，アルミニウム合金製のコの字型梁によって接続される．展開機構は着地後のCanSatの姿勢を一意に定め，親機内部に収納された子機を解放するために機能する．展開機構中央のコの字型梁に向かい親機の展開面を閉じ，展開面と接続されたPLA素材3Dプリンタ製青色のピンホルダー・テグス溶断用のコイル状ニクロム線・左右両面のOnirigi面内の2穴にテグスを通し，2重にもやい結びして固定する．これにより，2つのピンホルダーがコの字型梁上に同軸で固定され，親機の展開面が収納状態に拘束される．テグスをテグス溶断用のコイル状ニクロム線で焼き切ると，展開面が閉じた収納状態からの拘束が解除され，コンベックスの復元力によって親機の展開面が180度に展開する．ここで，展開面を収納状態に拘束するテグスは高木綱業株式会社のナイロンテグス，太さ30号（約0.9mm）・破断強度29.7kgfである．コンベックスの復元力による展開面の展開を抑えつけることができる．

ストリング機構は、親機と子機をつなぐストリング、ストリングを巻き取るためのリール、リールを駆動させるためのモータ、リールの回転量を計測するためのエンコーダで構成されている。エンコーダを用いてリールの回転を計測することによって、親機と子機の距離を計測するとともに、子機のバック走行時及びスタックした際の脱出時は、モータ駆動により巻き取りを行う。角度検出機構は可変抵抗であるボリュームとボリュームに取り付けられたストリングを通すキャップで構成されている。リールから出されるストリングはボリュームに取り付けられたキャップを通して子機と接続されている。子機の親機に対する角度が変化するとストリングの張力によってキャップが回り、ボリュームが動くことで可変抵抗の値が変化する。これにより親機が子機の方角を検知する。ストリング・角度検出機構の部品は、基本PLA素材で、3Dプリンタを用いて製作したものである。電源系のバッテリーは3Dプリンタ製のバッテリーボックスをストリング機構の下部に配置し、バッテリーボックス内に挿入した。

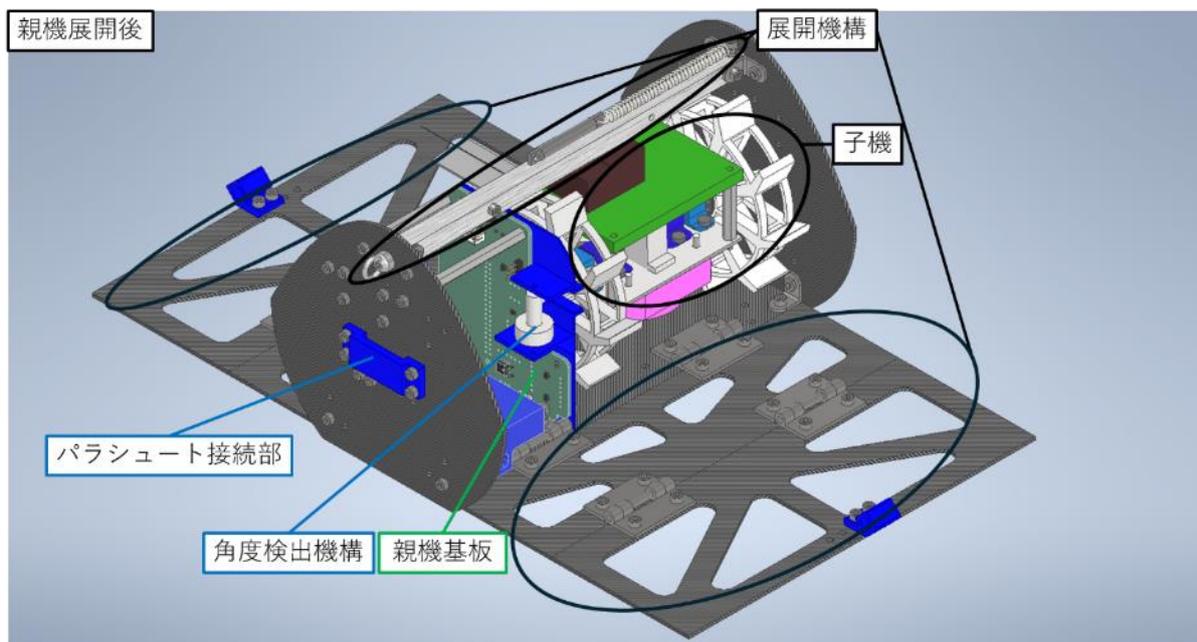


図4.10 CanSat親機の機構について①

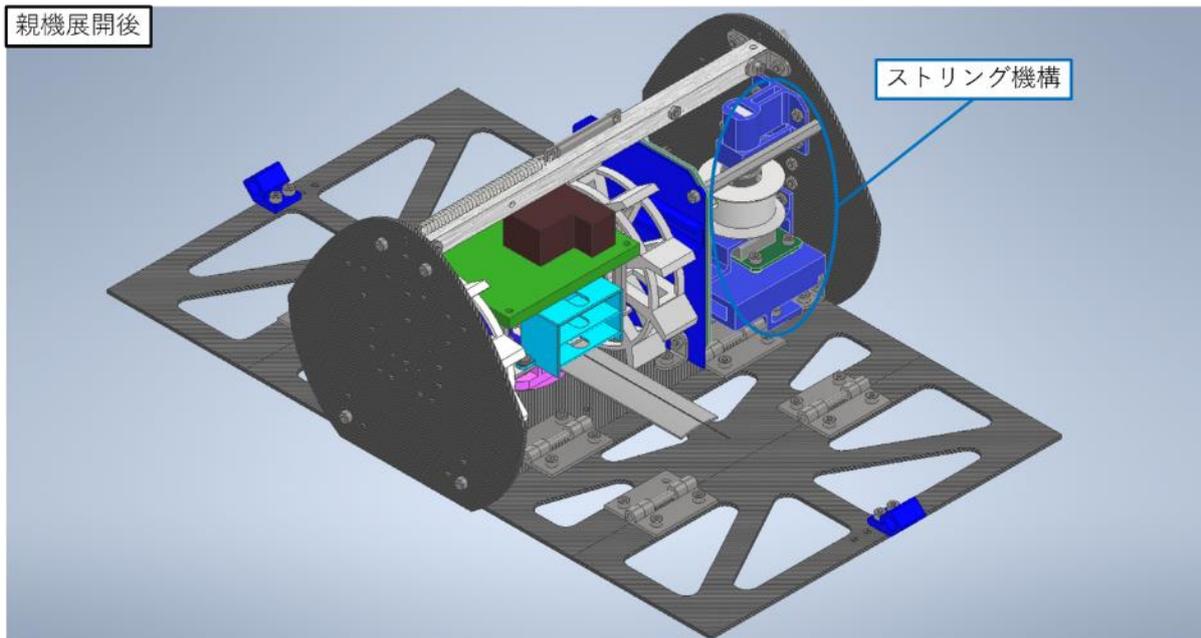


図4.11 CanSat親機の機構について②

次に、子機の機体機構について説明する。図4.12のように、子機には大きく分けて駆動機構、子機基板（緑色：基板，茶色：センサ類），Li-Poバッテリー，マーカー落下機構で構成されている。駆動機構のタイヤは主に3Dプリンタを用いて製作した。中心の素材をPLA，外側をTPUにすることで，走行を安定にさせるとともに，衝撃吸収性を確保した。タイヤはモータに接続されており，モータの固定のために3Dプリンタによる固定具を製作した。Li-Poバッテリーは固定用ボックスを用いて固定した。底板には，マーカーを落下させるための機構が設置されている。機構の概略について図4.12を用いて説明する。子機に内蔵したサーボモータを回転させることで，マーカー落下機構内における回転機構（赤色パーツ）が回転し，紫色パーツにおける穴あき部分よりマーカー（灰色のパーツ）が落下する。落下した様子については，図4.13のとおりである。

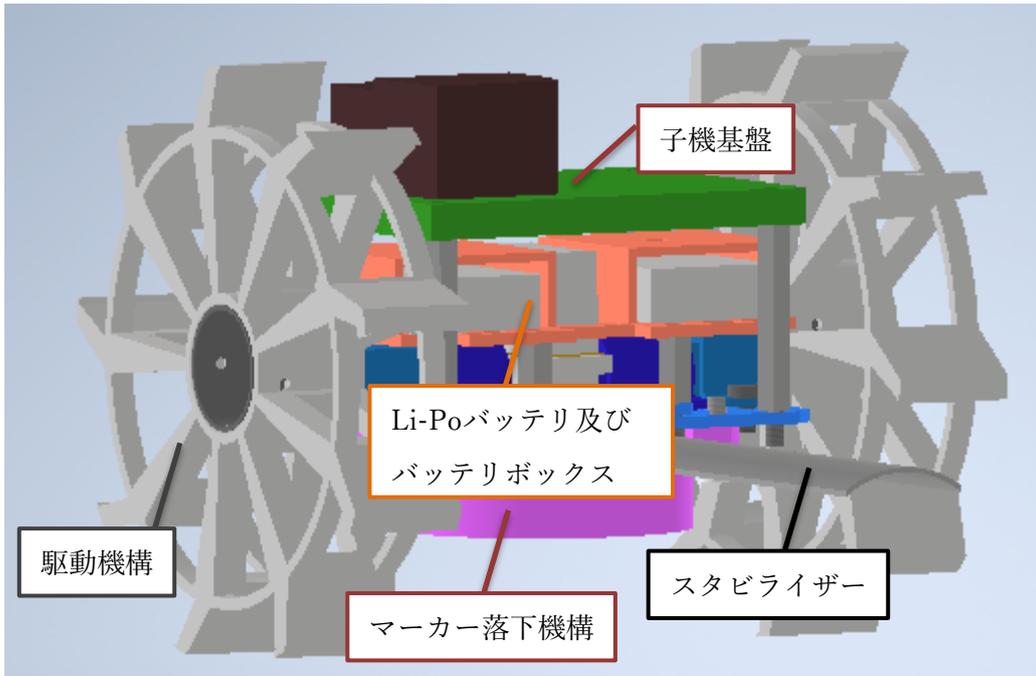


図4.12 CanSat子機の機構について① マーカー落下前

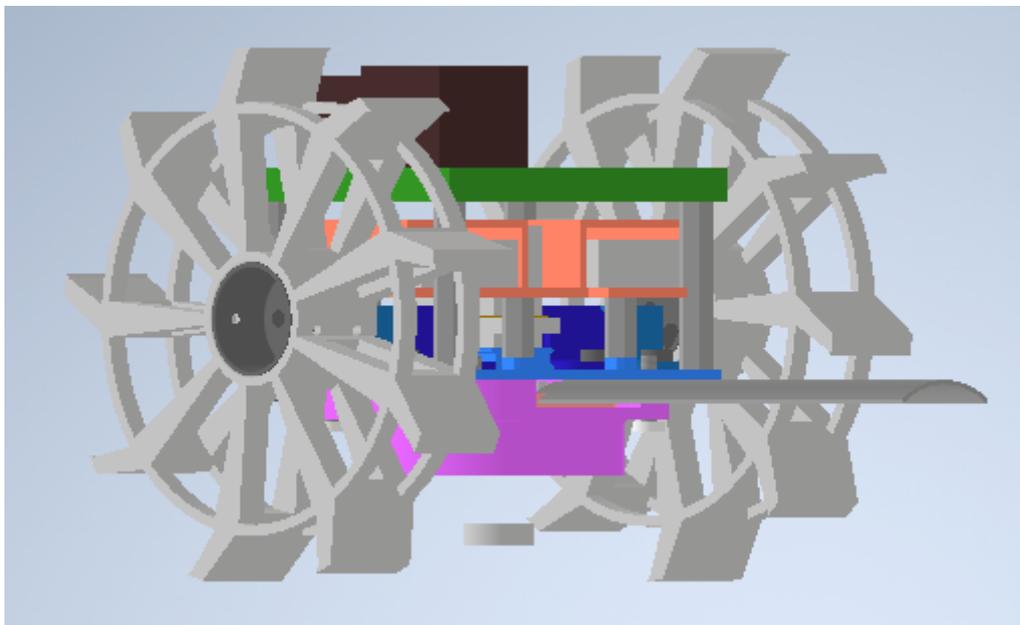


図4.13 CanSat子機の機構について② マーカー落下後

第4.3節 搭載機器

親機電装部

子機のコンピュータにはRaspberry Pi Zero Wを使用し、各センサからのデータを処理し、リールを回転するモータの制御と無線通信機によるコマンド送信によって、子機の制御を行う。システムブロック図を図4.14に示す。また、搭載機器の説明を以下に示す。

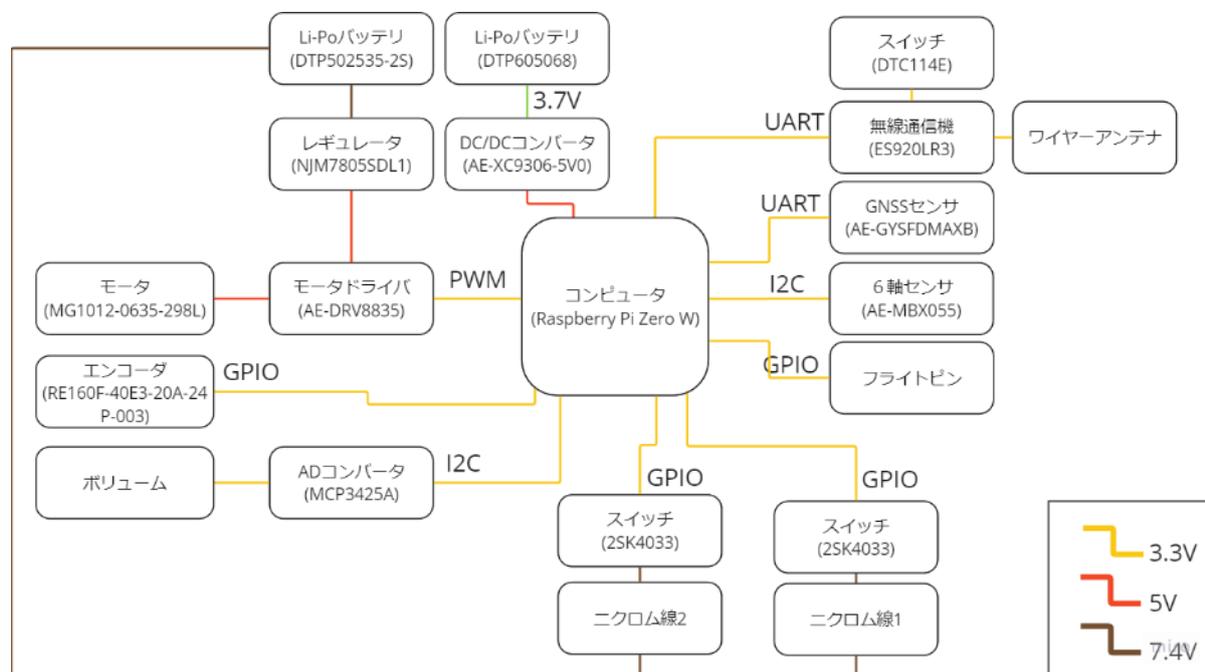


図 4.14 親機のシステムブロック図

- **無線通信機 (ES920LR3)**
取得したセンサの値をもとに、処理し無線通信により、子機へ制御コマンドを送信することで、子機を任意地点まで走行させる。また、DTC114Eによって電波を発生しないスリープモードへの移行を行う。
- **GNSSセンサ (AE-GYSFDMAX)**
GNSSセンサにより取得したCanSatの位置情報を地上局へダウンリンクすることでロスト対策を行う。
- **6軸センサ (AE-BMX055)**
CanSatの加速度の変動から、ロケット分離後に着地したことを判定する。また、子機制御中に、親機の姿勢が正常に保たれていることをセンサより得た加速度及び角加速度より判定する。
- **モータ (MG1012-0635-298L)**
PWMによってモータを制御し、ストリングの巻取り、リールのブレーキ、空転などを行う。
- **エンコーダ (RE160F-40E3-20A-24P-003)**
リールの回転数をフィードバックすることで、供給されたストリングの長さから親機と子

機の直線距離を算出し、子機の現在地の把握や目的位置への到達を判定する。

- ボリューム

ストリングが固定されたボリュームの回転角から、ストリングが向く方向を算出する。親機から見た子機の方角を認識することで、子機の現在地の把握や目的位置への到達を判定する。また、ボリュームは可変抵抗によるアナログ電圧を返すため、MCP3425Aを用いてA/D変換を行う。

親機には電子基板を一枚搭載する。基板図および、部品実装した様子を図4.15および図4.16に示す。Raspberry Pi Zero WおよびES920RL3は2.54mmピッチのピンヘッダ、ピンソケットを用いて基板と接続し、Li-Poバッテリー、GNSSセンサ、エンコーダ、モータ、ニクロム線用バッテリー、ニクロム線はEHコネクタを使用して基板と接続する。

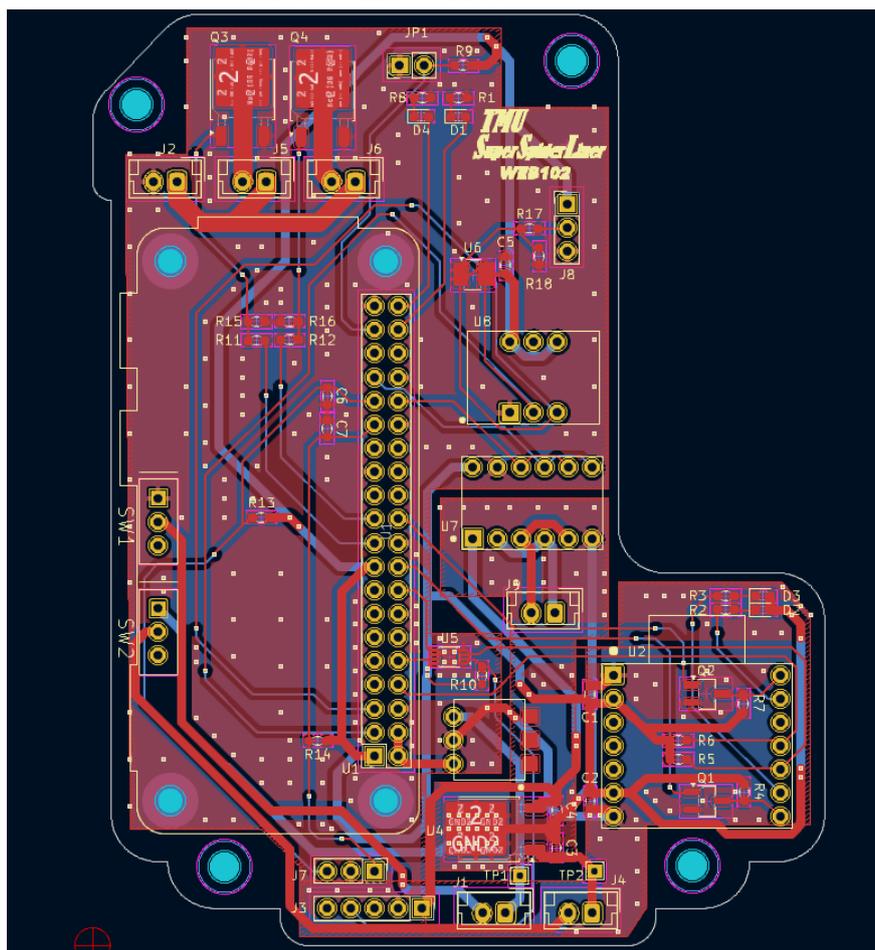


図4.15 親機基板（基板図）

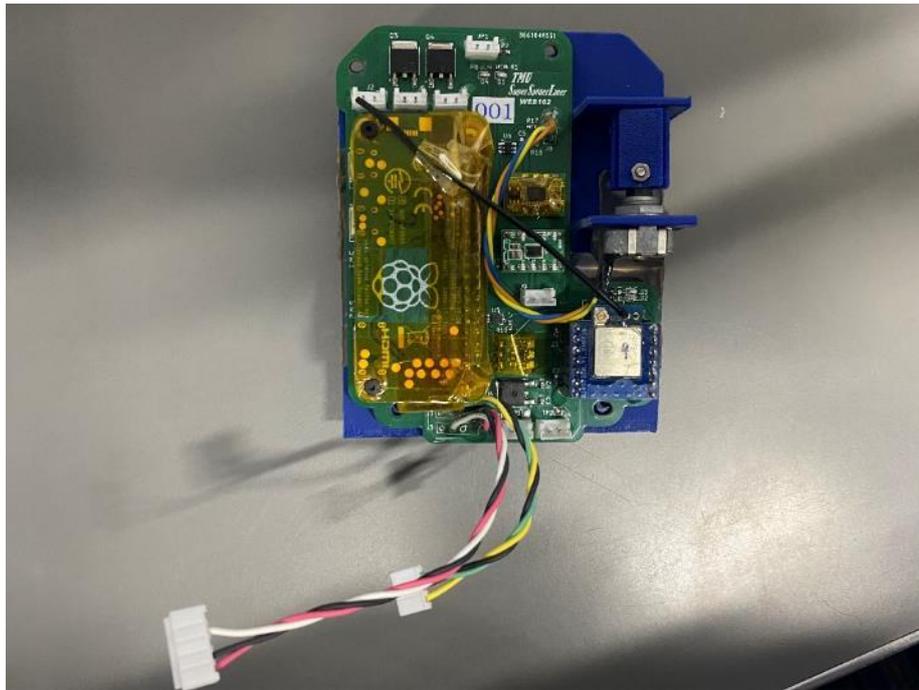


図4.16 親機基板（部品実装後）

子機電装部

子機のコンピュータにはPIC16F18857Tを使用し、無線通信機によって親機から受信したコマンドをもとに、2つのDCギヤードモータを制御することで、目的位置に向けて、前進、旋回等を行う。システムブロック図を図4.17に示す。また、搭載機器の説明を以下に示す。

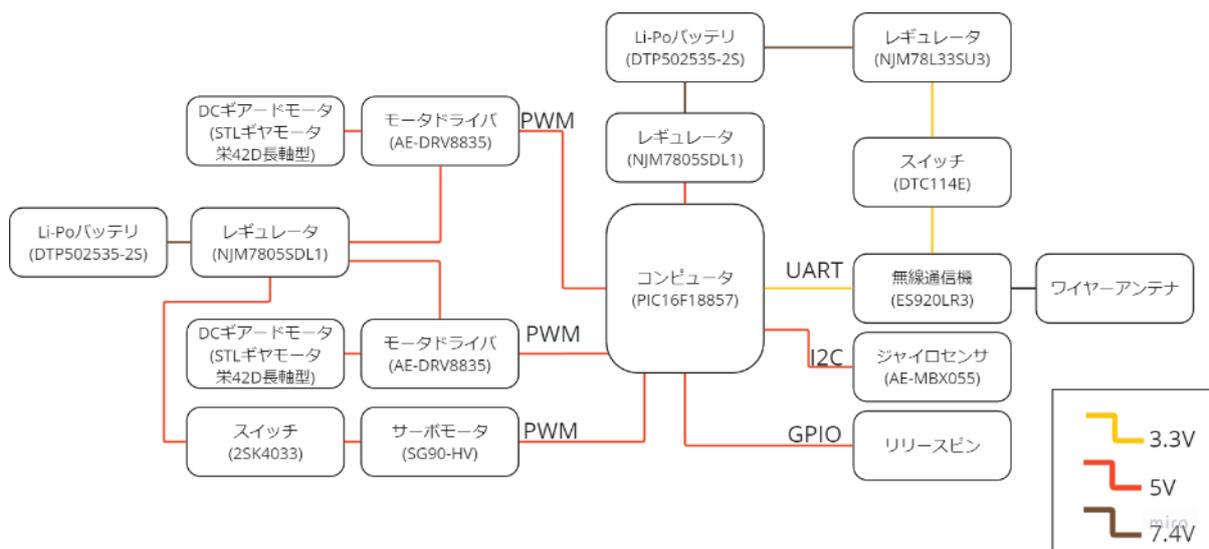


図 4.17 子機のシステムブロック図

- **無線通信機器 (ES920LR3)**

無線通信機によって親機から受信したコマンドをもとに、前進、旋回等の走行を行う。

- **ジャイロセンサ (AE-BMX055)**

子機が前進または旋回する際に、ジャイロセンサによるヨー角をフィードバックすること

で、確実な走行を行う。

- リリースピン

CanSat着地後に、親機の展開と同時にリリースピンが抜けることで、子機が制御モードへと移行する。

- サーボモータ

PWMによってサーボモータの回転量を制御することで、任意のタイミングでひとつずつ計4つのマーカーを落とす。

親機には電子基板を一枚搭載する。基板図および、部品実装した様子を図4.18および図4.19に示す。Li-Poバッテリー、サーボモータ、DCモータは、EHコネクタを使用して基板と接続する。

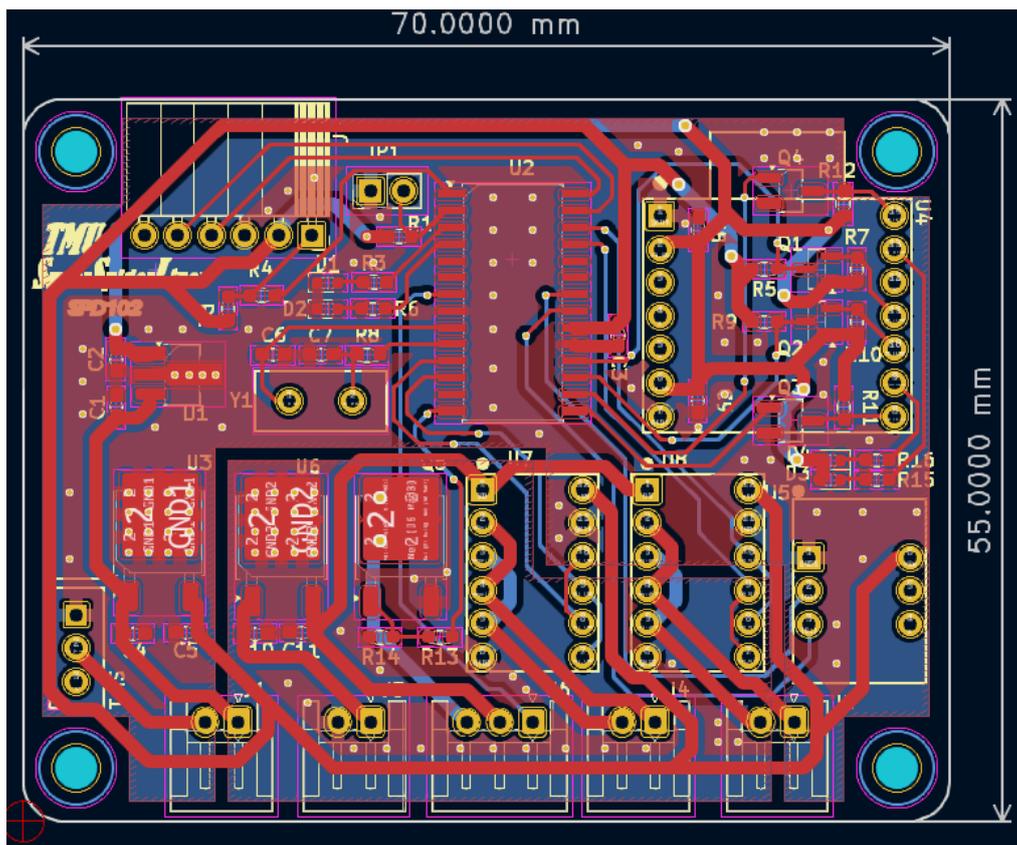


図4.18 子機基板（基板図）

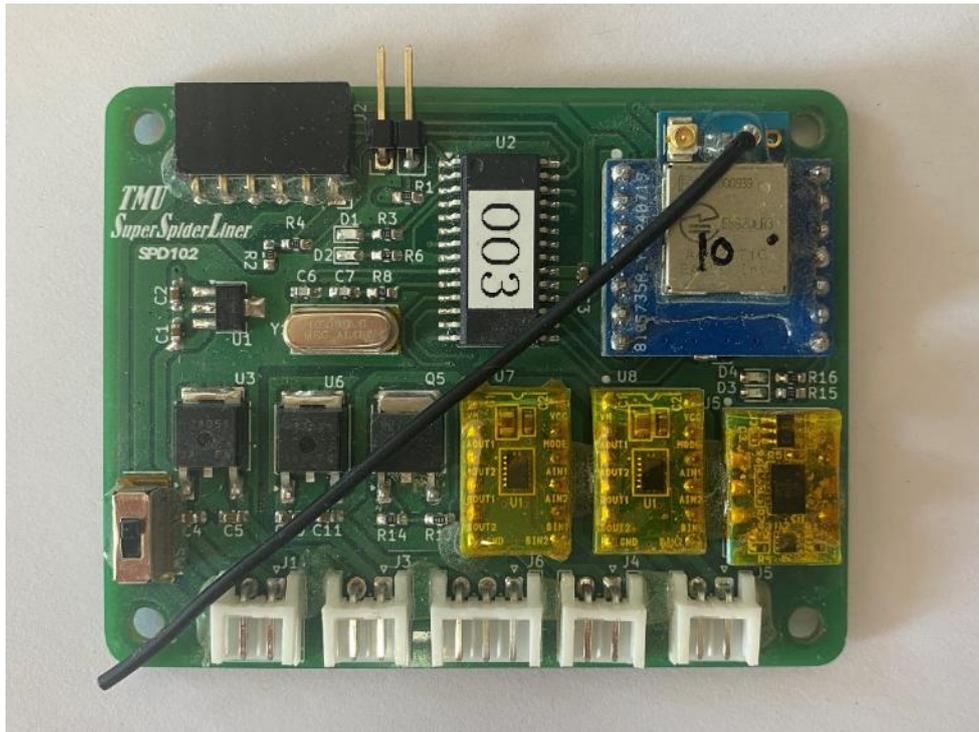


図4.19 子機基板（部品実装後）

制御フロー

制御フローのフローチャートについて、図4.16に示す。フローチャートにおける細部のシーケンスを説明していく。

● 準備シーケンス～解放シーケンス

CanSatは電源投入後、GNSSセンサ加速度センサ無線通信機など各モジュールの動作確認を行い、その後、運用者はロケットへの収納を行う。打上後、CanSatはパラシュート開傘によりフライトピンが抜け、6軸センサの読み取りを開始する。加速度の変動が無くなったことにより着地判定を行った後に、ニクロム線を用いてパラシュート分離と親機の展開を行う。その後、親機は無線通信により子機を誘導する制御モードへと移行し、同時に子機は、親機の展開に伴って抜けるリリースピンによって、制御モードへと移行する。

● 探索シーケンス

探索シーケンスでは、子機のスタックを利用して、マーカー配置に適した領域を判定し、4つのマーカーの配置位置を算出する。子機はストリングを引っ張りながら一定方向に直進し、親機はリールを回転させてストリングを排出する。リールに取り付けられたロータリーエンコーダの値から親機子機間の距離を計測、ストリングの排出口に取り付けられたボリュームの値から角度を計測する。これらの値を用いて子機を制御するアルゴリズムを図4.17に示す。図4.17における α を算出し、親機（WEB）が無線で子機（SPD）にコマンドを送ることで子機のモータを制御する。目的地点を超えた場合、子機が後退するとともに親機がストリング機構で回収する。このフローを繰り返すことで、目標地点に到達する。

また、スタック検知は一定間隔でリールを逆回転させて子機を引っ張ることで行う。スタックした際にはストリングにたわみが生じるため、ストリングを巻き取ることができ、

検知が可能となる。子機がスタックした位置から、マーカの配置に適した領域を決定するアルゴリズムを図4.18に示す。

本ミッションでは安全領域なし、建設可能区画なしのためマーカ設置できずの判定は、問題視しない。例えば、親機展開後子機が即時スタックした場合である。この場合、安全領域がない、あるいは極めて小さく、指定の正方形にマーカを設置することはできないが、この着地点に安全な区画がないと判断でき、本ミッションの目的は満たせている。そのため指定の区画が確保でき、居住可能か判断することもミドルサクセスに含まれている。

● 配置シーケンス

配置シーケンスでは、探索シーケンスにて算出した4つのマーカ設置位置まで親機が無線通信を用いて子機を誘導し、マーカを落とす。配置で用いる子機の制御アルゴリズムは、探索シーケンスで示した図4.17と同様である。4つすべてのマーカを落としたのちにミッションを終了する。

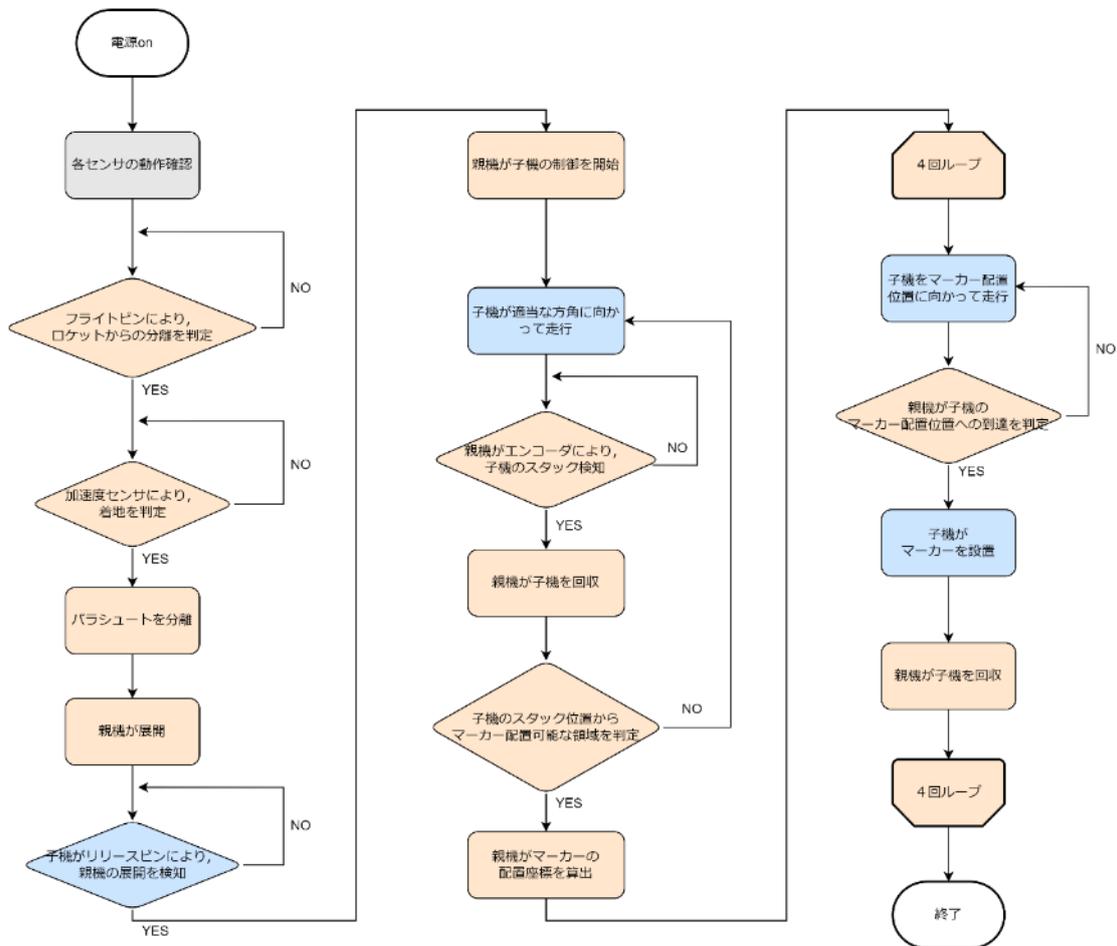


図4.16 制御フローチャート

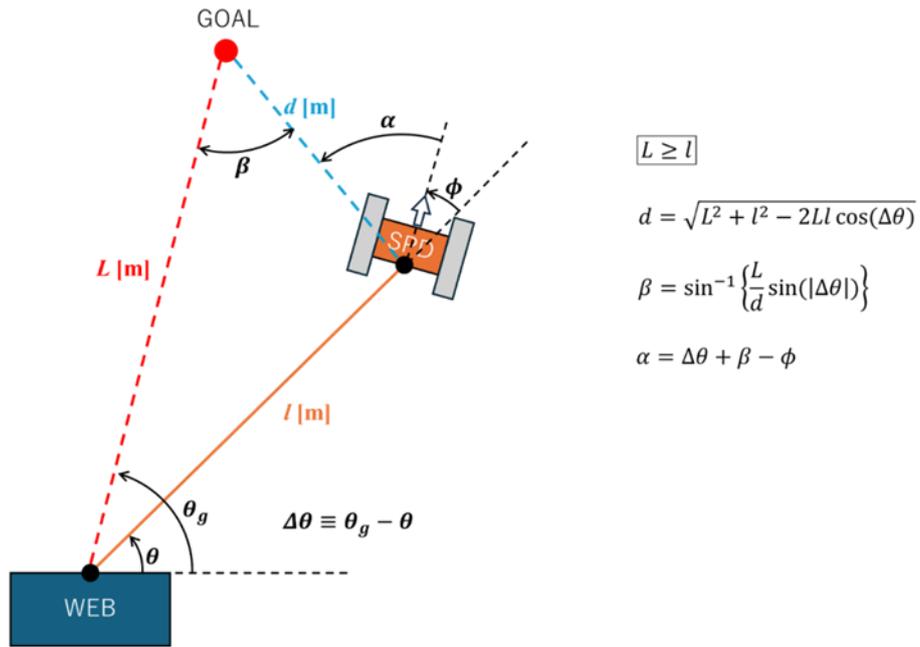
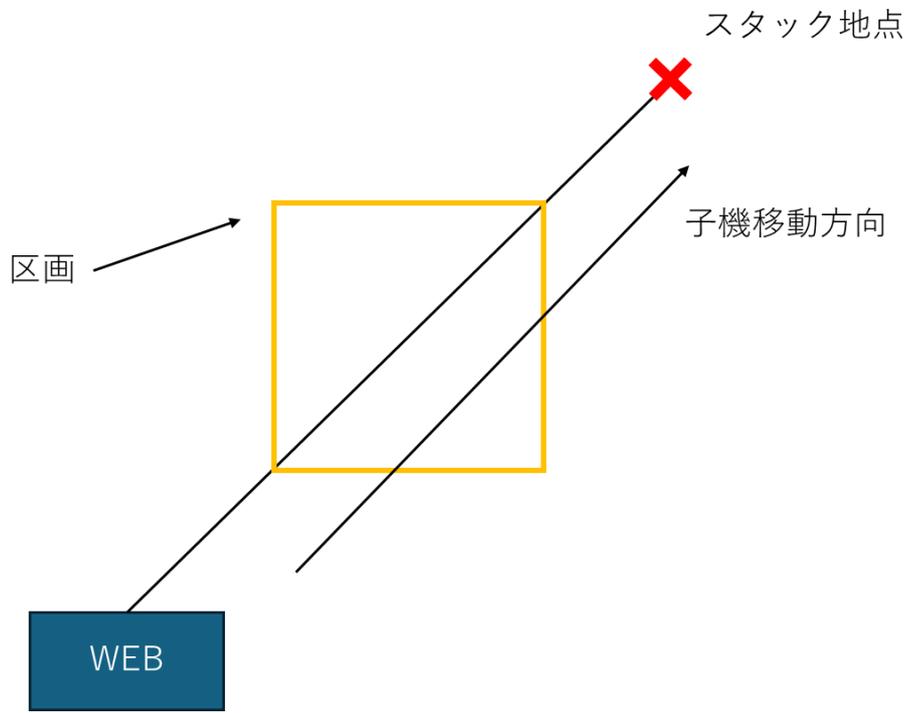


図4.17 制御アルゴリズム



図

4.18 配置アルゴリズム

第4.4節 使用部品

【構造系（親機）】

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
主構造	CFRP板厚2mm	カーボンラボ.jp	外注加工品
主構造	飛散防止フィルム	モノタロウ	肉抜き部の防塵
主構造	ステンレス製L字ブラケット	モノタロウ	ミニステーMS-22
主構造	アルミニウム合金製コの字型梁	ミスミ	金属C型鋼
主構造	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×6mm（低頭）
主構造	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×16mm（低頭）
主構造	ステンレス製ナット	ミスミ	M3
減速機構	パラシュート布	Amazon	ナイロン生地
減速機構	パラコード	Amazon	ポリエチレン繊維
減速機構	コンベックス	モノタロウ	品番63019
減速機構	結束バンド	モノタロウ	品番AB 80
減速機構	ステンレスサルカン	上州屋	
減速機構	ナイロンテグス30号	モノタロウ	品番A-160
展開機構	コンベックス	モノタロウ	品番63019
展開機構	ピンホルダー	3Dプリンタ部品PLA	使用フィラメント： Polymaker Polymax PLA(以下、3Dプリンタ部品PLAは同様の素材を使用)
展開機構	ナイロンテグス30号	モノタロウ	品番22-8231
展開機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×8mm
展開機構	ステンレス製ナット	ミスミ	M3
ストリング機構	ストリング	上州屋	ソルトウォーターナイロン12LB
ストリング機構	リール	3Dプリンタ部品PLA	ストリング巻き取り
ストリング機構	キャップ	3Dプリンタ部品PLA	ボリュウム取り付け
ストリング機構	バッテリーボックス	3Dプリンタ部品PLA	
ストリング機構	壁	3Dプリンタ部品PLA	基板&ボリュウム取り付け
ストリング機構	モータカバー	3Dプリンタ部品PLA	
ストリング機構	ギヤカバー	3Dプリンタ部品PLA	
ストリング機構	エンコーダ固定	3Dプリンタ部品PLA	

ストリング機構	リールカバー	ダイソー	クリアホルダー
ストリング機構	すきま用テープ	ケイヨーD2	ストリング収納部
ストリング機構	セットカラー	ミスミ	
ストリング機構	ステンレス製L字ブラケット	モノタロウ	ミニステーMS-22
ストリング機構	アルミスペーサ	ヒロスギネット	メスメスM3×70mm
ストリング機構	小頭六角穴付ボルト	ミスミ	型番CBHS3-25
ストリング機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×6mm (低頭)
ストリング機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×8mm (低頭)
ストリング機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×8mm (極低頭)
ストリング機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M2×25mm
ストリング機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M2×10mm
ストリング機構	ステンレス製ナット	ミスミ	M3
ストリング機構	ステンレス製ナット	ミスミ	M2
子機衝撃吸収材	NRスポンジゴム	モノタロウ	品番NRS-04
子機衝撃吸収材	低反発ウレタン	モノタロウ	品番PUF-02
衝撃吸収&倒立防止	電池バネ	Amazon	品番SR-753
摺動部摩擦低減材	ニトフロン粘着テープ	モノタロウ	品番No.903UL

【構造系（子機）】

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
主構造	スタビライザ	モノタロウ	品番63019
主構造	ベースプレート	3Dプリンタ部品PLA	
主構造	ジュラコンスペーサ	モノタロウ	廣杉計器製、オスメスM3×30
主構造	ジュラコンスペーサ	モノタロウ	廣杉計器製、オスメスM3×11
主構造	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×6mm (低頭)
主構造	ステンレス製ナット	ミスミ	M3
駆動機構	タイヤ	3Dプリンタ部品TPU	使用フィラメント： sain SMART 1.75mm TPU
駆動機構	タイヤ中心	3Dプリンタ部品PLA	
駆動機構	モータカバー	3Dプリンタ部品PLA	
駆動機構	ギヤカバー	3Dプリンタ部品PLA	
駆動機構	ナイロンテグス10号	モノタロウ	品番22-8211

駆動機構	セットカラー	ミスミ	品番：SCTW3
駆動機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×6mm（低頭）
駆動機構	ステンレス製ナット	ミスミ	M3
マーカー落下機構	マーカー	3Dプリンタ部品PLA	
マーカー落下機構	回転部分（固定）	3Dプリンタ部品PLA	
マーカー落下機構	回転部分（回転）	3Dプリンタ部品PLA	
マーカー落下機構	ステンレス製ボルト	ミスミ	M3×6mm（低頭）
マーカー落下機構	ステンレス製ナット	ミスミ	M3

【電装系（親機）】

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
基板	-	PCBGOGO	
コンピュータ	Raspberry Pi Zero W	秋月電子通商	
Li-Poバッテリー	DTP502535-25	千石電商	コンピュータ電源
Li-Poバッテリー	DTP502535-25	千石電商	DCギヤードモータ・ サーボモータ用電源
リチウム電池	CR2	ケイヨーD2	ニクロム線用電源
無線通信機	ES920LR3	東京デバイセズ	
無線通信機	ワイヤアンテナ	東京デバイセズ	
DCギヤードモータ	STLギヤモータ栄42 D長軸型	STL株式会社	リール回転機構
エンコーダ	-	秋月電子通商	
ボリューム	-	秋月電子通商	
GNSSセンサ	AE-GYSFDMAXB	秋月電子通商	
6軸センサ	AE-MBX055	秋月電子通商	
モータドライバ	AE-DRV8835	秋月電子通商	
レギュレータ	NJM7805SDL1	秋月電子通商	5V出力
トランジスタ	DTC114E	秋月電子通商	無線通信機用スイッチ用
MOSFET	2SK4033	秋月電子通商	ニクロム線のスイッチ用
A/Dコンバータ	MCP3425	秋月電子通商	ボリュームの読み取り用
ロジックIC	74LVC1G99	DigiKey	UARTスイッチ用
LED	-	秋月電子通商	1608サイズ
各種コンデンサ	-	秋月電子通商	1608サイズ
各種抵抗	-	秋月電子通商	1608サイズ
ピンヘッダ	-		2.54mmピッチ

ピンソケット	-		2.54mmピッチ
コネクタ	EHシリーズ	秋月電子通商	
スイッチ	-	秋月電子通商	電源制御用

【電装系（子機）】

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
基板	-	PCBGOGO	
コンピュータ	PIC16F18857T	秋月電子通商	
Li-Poバッテリー	DTP502535-25	千石電商	コンピュータ電源
Li-Poバッテリー	DTP502535-25	千石電商	DCギヤードモータ・サーボモータ用電源
無線通信機	ES920LR3	東京デバイセズ	
無線通信機	ワイヤアンテナ	東京デバイセズ	
DCギヤードモータ	STLギヤモータ栄42 D長軸型	STL株式会社	移動機構
サーボモータ	SG90-HV	秋月電子通商	マーカー落下機構
ジャイロセンサ	AE-MBX055	秋月電子通商	
モータドライバ	AE-DRV8835	秋月電子通商	
レギュレータ	NJM7805SDL1	秋月電子通商	5V出力
レギュレータ	NJM78L33SU3	秋月電子通商	3.3V出力
トランジスタ	DTC114E	秋月電子通商	無線通信機用スイッチ用
MOSFET	2SK4033	秋月電子通商	サーボモータのスイッチ用
MOSFET	BSS138	秋月電子通商	レベル変換用
水晶発振子	HUSG-10.000-20	秋月電子通商	10MHz
LED	-	秋月電子通商	1608サイズ
各種コンデンサ	-	秋月電子通商	1608サイズ
各種抵抗	-	秋月電子通商	1608サイズ
ピンヘッダ	-	秋月電子通商	2.54mmピッチ
ピンソケット	-	秋月電子通商	2.54mmピッチ
コネクタ	EHシリーズ	秋月電子通商	
スイッチ	-	秋月電子通商	電源制御用

【その他】

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
テープ	マスキングテープ	ホームセンター	
テープ	ポリイミドテープ	モノタロウ	
テープ	両面粘着テープ	ホームセンター	
フィルム類	ラップ	百均ショップ	
接着剤	スーパーXゴールド	ホームセンター	電装部品のポッティング等
接着剤	ロックタイト243	ホームセンター	締結部の緩み防止

第4.5節 製作時に使用した機材・サービス

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
3Dプリンタ		研究室内備品	
ボール盤		大学・研究室内備品	
レーザーカッター	SP 100 (trotec)	大学設備品	
CFRP加工	カーボンラボ.jp	https://cfrp-japan.com/	
プリント基板加工	PCBGOGO	https://www.pcbgogo.jp/	
基板設計	KiCad	https://www.kicad.org/	
CAD	Autodesk Inventor Professional 2024		教育機関限定ライセンス
コードエディタ	MPLABX	https://www.microchip.com/en-us/tools-resources/develop/mplab-x-ide	
コードエディタ	Visual Studio Code	https://code.visualstudio.com/download	

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
 - システム要求R1を満たすため、減速機構（パラシュート）を含むCanSatの全質量が、1,050g以下であることを確認する。
- 試験内容
 - 電子天秤を用いて減速機構を含むCanSatの全質量を計測する。
- 試験結果
 - キャリアのみを電子天秤に乗せた状態を図5.1に示す。キャリアの質量は約483gであった。
 - 次に電子天秤における計測結果を図5.2に示す。表示質量は約1509.3gであるものの、キャリア質量を差し引くとCanSat全体の質量は1026.3gであり、質量がレギュレーション（1050g以下）を満たしていることがわかる。



図5.1 キャリア質量（計測値：483.02g）

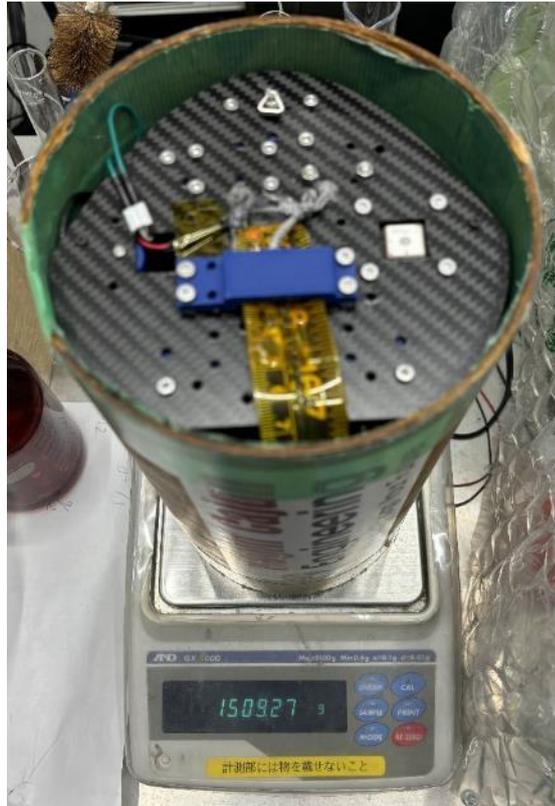


図5.2 キャリアを含めたCanSatの質量（計測値：1509.27g）

- 結論
 - 今回の試験より，CanSatが質量のレギュレーションを満たすことが確認できた。

- RV2 機体収納及び放出試験
- 目的
 - 以下の2点を確認する。
 - ◇ システム要求R1を満たすため，減速機構を含むCanSatをキャリアに収納することができ，寸法がOpen Classのレギュレーションである直径146mm，高さ240mm以下であることを確認する。
 - ◇ システム要求M1-1，M2-1，M2-3を満たすため，CanSatを遅延なく組み立て，キャリアに収納された状態から機体が自由落下することを確認する．キャリアから放出時及び放出後に親機から子機が誤って解放されないことを確認する。
- 試験内容
 - CanSatをキャリアに収納した状態で直尺とノギスを用いて寸法を測定し，キャリアから自由落下することを確認する。
 - キャリアの内径と深さについて寸法計測結果を図5.3に示す．内径は147mm，深さは270mmである。

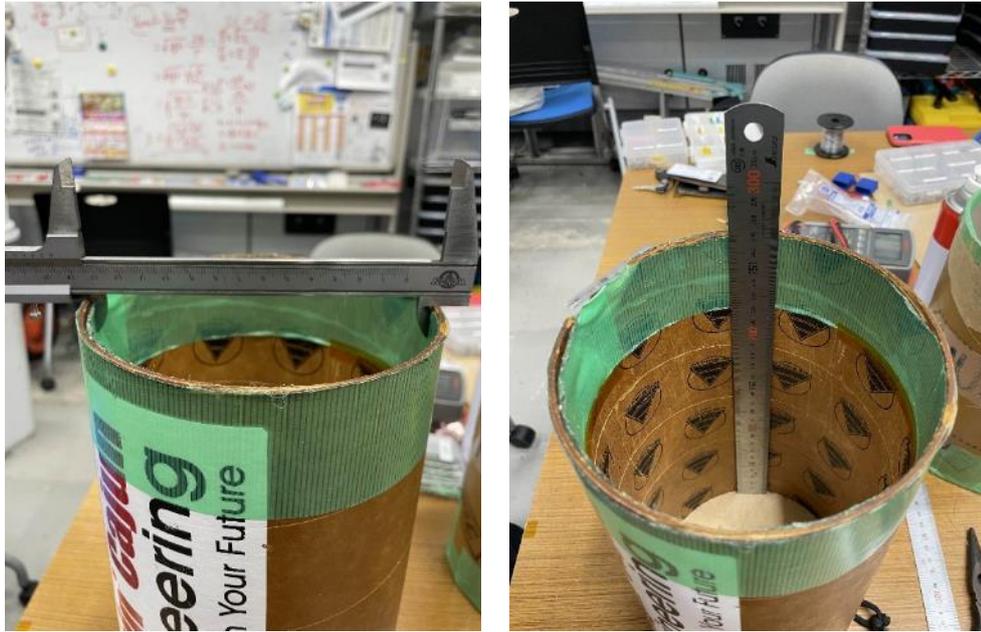


図5.3 キャリアの寸法計測（左：内径147mm，右：深さ270mm）

- 試験結果

- 寸法計測の前に、CanSatが遅延なく組み立てることができることを確認した。
- パラシュートを含めてCanSatの寸法を計測した。計測結果を図5.4に示す。



図5.4 CanSatの寸法計測結果

- 図5.4の計測結果よりCanSatの高さはレギュレーションの240mm以内に収まっていることが分かった。一方CanSatの径については、図5.4のようにキャリア収納時に厚さ1mmの直尺を挿入した状態でCanSatが収納可能であったことから、CanSatの径は146mm

m以内に収まっていることが分かる。よって、CanSatの寸法はOpenClassのレギュレーション（直径 146mm，高さ 240mm以下）規定値以内であることが分かる。

- 次にCanSatをキャリアから自重で放出すると、CanSatは自由落下することを確認した。機体収納及び放出試験動画と結果を表5.1に示す。

表5.1 機体収納及び放出試験結果

試験回数	動画URL	合否
1回目	https://youtu.be/YUii_x_wX08	合格
2回目	https://youtu.be/cnrsFW_W280	合格
3回目	https://youtu.be/t8CZ0E1u3CU	合格

- 上記の動画より、CanSatはキャリアから自由落下することが可能であると分かる。また、キャリアから放出時及び放出後に子機は親機から誤って解放されなかった。

- 結論

- 本試験より、CanSatの寸法はレギュレーションを満たし、かつキャリアに搭載された状態から自由落下すること、キャリアから放出時及び放出後に親機から子機が誤って解放されないことを確認できた。

RV3 GNSSデータダウンリンク試験

- 目的

- システム要求R2を満たすため、CanSatに搭載する通信機が、複数の地上局で受信することができ、ロスト対策に有用であることを確認する。

- 試験内容

- CanSatにEASER社のES920LR3を搭載し、同じ無線機を搭載した2つの地上局から遠ざけつつCanSatの位置座標を無線送信し続ける。地上局では受信したデータをターミナルソフト上で確認し、記録する。

- 試験結果

- CanSatから送信された位置情報を基に、Google Mapにてプロットした図を図5.5に示す。赤色矢印は実際に走行させた経路を示す。走行位置が芝生とレンガの境界位置に存在しており、建物が近くにあるためプロットされた位置に多少のずれが生じるものの、運用に影響はない程度の誤差である。



図5.5 CanSatからの送信情報を基にした位置情報のプロット図

- 結論
 - CanSatから位置情報をダウンリンクすることができ、ロスト対策に有用であることを確認できた。

RV4 長距離通信試験

- 目的
 - システム要求R2においてCanSatがロケットから放出された後、高度3~4kmから位置情報を送信することが求められている。また、以下の図5.6に示すES920LR3のデータシートより、外付けアンテナとワイヤアンテナ間ではLoRa変調使用時で見通し5kmの通信が可能であるとされている。そこで、長距離通信の試験をすることで、CanSatに搭載したES920LR3がロスト対策に有効であることを確認する。

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

図5.6 ES920LR3の最大通信距離

- 試験内容
 - CanSatに搭載するES920LR3にはワイヤアンテナを装着し、地上局側に搭載するES920LR3には外付けアンテナを装着する。試験場所は見通しがよい多摩川沿いで行い、CanSatを地上局から遠ざけ、最大通信距離を測定する。

- 長距離通信試験における試験場所を、図5.7に示す。



図5.7 長距離通信試験におけるCanSat子機と地上局の位置関係

- ES920LR3のデータシートについては、以下のURLに示す。

URL : https://easel5.com/documents/files/ES920LR3%E3%83%87%E3%83%BC%E3%82%BF%E3%82%B7%E3%83%BC%E3%83%88_1.05-1.pdf

- 試験結果

- 子機から約2.5km離れた位置における地上局の通信ログを図5.8に示す。これより、地上局は子機からの通信の受信に成功したことが分かる。

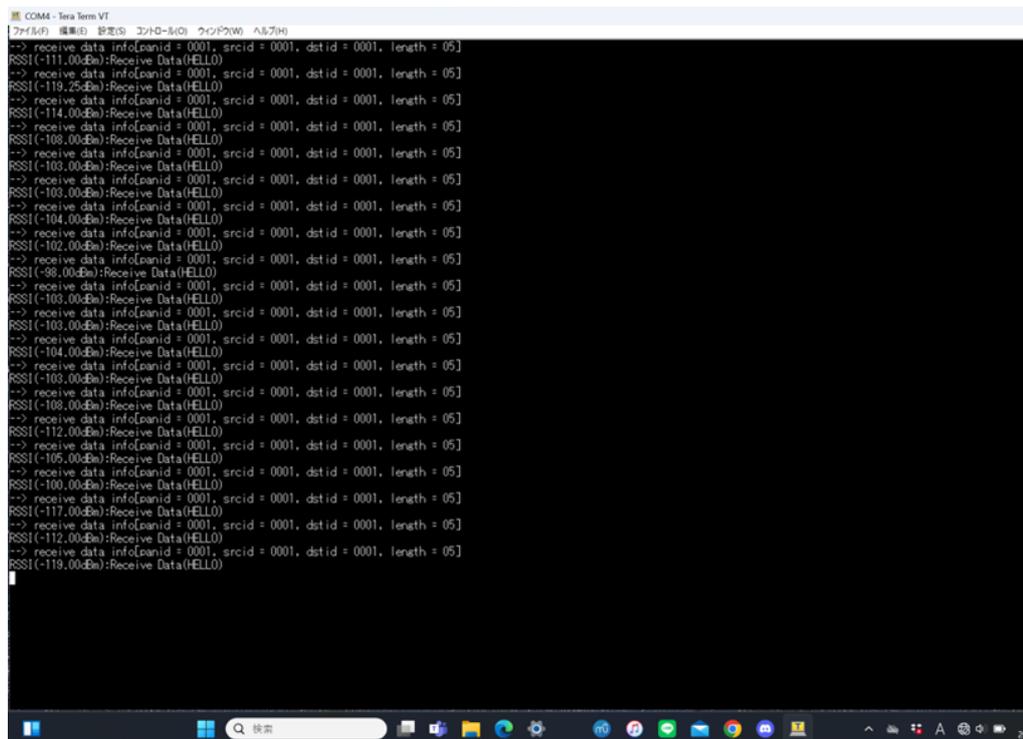


図5.8 地上局における通信ログ

- 結論

- 本試験では、約2.5kmでの通信が最大通信距離となった。これは、通信区間の直線上にも多くの木々が植えられているだけでなく、地上局（多摩大橋）以東及び子機（拝島

橋) 以西においても多くの橋や建物が存在する。そのため、通信距離が5km以下となつてしまつたが、本研究室において製作し同様の通信試験を行った昨年までのCanSatにおいては、本番のフライトにおいて2.5km以上の通信を確認しており、今年も昨年のCanSatと同様の通信機システムを搭載するため、ロスト対策としては有効であると考ええる。

RV5 通信周波数変更試験

- 目的

- システム要求R9を満たすために、CanSatに搭載する無線機は周波数を変更できる必要がある。搭載するES920LR3はLoRa変調を行う場合、以下の図5.9に示すとおり、帯域幅125kHz以下ではチャンネル数が38であり、十分なチャンネル数がある。そこで、チャンネルの変更が可能であり、他チームの通信機にデータが送られないことを確認する。

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

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

図5.9 通信機ES920LR3のチャンネル数

- 試験内容

- ES920LR3を用いて地上局とCanSatで通信を行い、それぞれ別のチャンネルにした場合は通信が行われず、同じチャンネルにした場合は通信が行われることを地上局のターミナルソフトで確認する。

- 試験結果

- まず、CanSat側の通信機と地上局の通信機の周波数チャンネルをチャンネル1に設定し、CanSatに搭載する通信機より模擬データを送信し、地上局で受信できることを確認した。次に、CanSatに搭載する通信機のみ周波数チャンネルを3に変更した後、CanSatから模擬データを送信し、地上局で受信できないことを確認した。その後、周波数チャンネルを1に戻して通信ができることを確認した。
- 周波数変更試験を実施している動画を、以下のリンクに示す。
URL : https://youtu.be/a0qPCH_-JgY
- 周波数チャンネルを元に戻した後の通信ログについては、図5.10に示す。

```

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

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

```

図5.10 周波数変換後において、通信が再開された後の通信ログ

- 結論

- CanSatに搭載する無線機の周波数を変更することが確認できた。

RV6 パラシュート降下試験

- 目的

- システム要求R3, R7, R12を満たすため、キャリアからCanSatが放出された後、パラシュートが正常に展開され、開傘衝撃を受けた後もCanSatが機能を維持し、終端速度が規定の4~6m/sとなることを確認する。この際CanSatを制御することはない。
- システム要求M2-2, M3-1, M4-1, M4-2, M4-3を満たすため、CanSatが放出判定を行うこと、パラシュートで降下している際にCanSatが誤って着地判定をしないこと、親機から子機が解放されないこと、パラシュートとCanSatが絡まないこと、着地後にCanSatが着地判定すること、パラシュートを分離することを確認する。

- 試験内容

- 本試験はパラシュートの特性また試験環境上の都合のため、4種類に分けて実施する。
 1. ペットボトルをキャリアに入れた状態から投下（パラシュートがキャリアから放出後、正常に展開されることを確認）
 2. ペットボトルをパラシュートが開いた状態で投下（システム要求R3を確認）
 3. CanSatをパラシュートが開いた状態で投下（システム要求R12, M2-2, M3-1, M4-1, M4-2, M4-3を確認）
 4. パラシュート側の接続部と親機側の接続部に対し、開傘衝撃に耐えられるかどうかを検証（システム要求R7を確認）

- 1.

- キャリアから放出されたパラシュートが正常に展開することを確認する。親機と子機の合計機体質量を水の入ったペットボトルで再現してパラシュートと接続する。パラ

シュートを畳んだ状態でキャリアに収納し、キャリアから放出する。降下するところを動画で撮影し、パラシュートが正常に展開するか確認する。

2.

- レギュレーションの終端速度に収まることを確認する。1と同様に親機と子機の合計機体質量を水の入ったペットボトルで再現してパラシュートと接続する。パラシュートを付けたペットボトルをキャリアに収納せず、パラシュートが開いた状態で投下する。降下するところを動画で撮影し、終端速度を算出する。開いた状態で開始する理由は学内の試験環境では投下高度が低いため、キャリアに収納してから放出するとパラシュートが十分に開傘せず終端速度に達する前に着地するためである。
- 算出した終端速度から、空気密度を用いてパラシュートの特性値 C_{para} を求め、ブラックロック砂漠の空気密度・大気環境下での終端速度を予測する。機体が終端速度であるとき、力のつり合いを考えると式 (1) となる。

$$mg = \frac{1}{2} \rho_0 v^2 AC_d \quad (1)$$

式 (1) を実験から得られ周囲の環境に依存する値と設計よりパラシュート固有となる値とに分け、式 (2) によってパラシュートの特性値 C_{para} を定義する。

$$C_{para} = \rho_0^2 v = \sqrt{\frac{2mg}{AC_d}} \quad (2)$$

パラメータの詳細を表5.2に示す。

表5.2 パラメータの詳細

m :	CanSatの質量 [kg]
g :	重力加速度 [m/s ²]
ρ_0 :	空気密度 [kg/m ³]
v :	終端速度 [m/s]
A :	開口面積 [m ²]
C_d :	抗力係数 [-]
C_{para} :	パラシュートの特性値 [(kg/m ³) ² · (m/s)]

CanSatの質量や重力加速度、開口面積は外部環境の影響を受けないため、式(2)によって定義される C_{para} は、パラシュートの固有の特性値を示す。なお抗力係数 C_d は、「CORE, CYCLOPSプロジェクト報告書, 2015年8月第11回能代宇宙イベント (<https://unisec.jp/site/wp-content/uploads/2016/09/core.pdf>)」を参考に1.14とした。終端速度 v は本試験から得られる平均値を用いる。また、空気密度 ρ_0 は、大気圧 P [Pa]と気温 t [°C]の関数であり式 (3) で定まる値を用いる。

$$\rho_0 = \frac{0.0034837P}{(t + 273.15)} \quad (3)$$

よって本試験によってパラシュートの特性値 C_{para} を求めることができ、日本での試験

環境と異なるブラックロック砂漠の環境下における終端速度を予測することができる。

3.

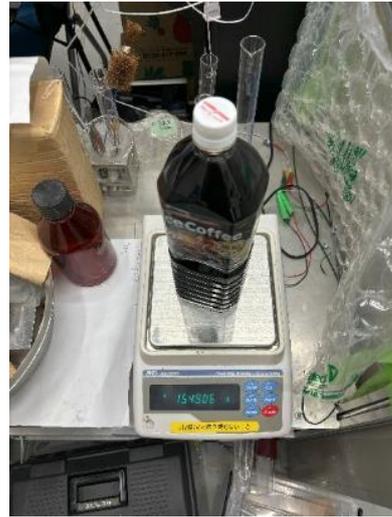
- CanSatをパラシュートが開いた状態で投下する。システム要求R12, M2-2, M3-1, M4-1, M4-2, M4-3を満たすこと・試験全体でCanSatが問題なく動作することを動画撮影によって確認する。

4.

- レギュレーション記載の推奨試験条件である開傘衝撃荷重50G相当の静荷重（約520N）を約1秒間パラシュート側の接続部と親機側の接続部それぞれに負荷し、システム要求R7を満たすことを確認する。
- ペットボトル飲料の数量の組み合わせを調整して大容量のポリバケツに入れ込み、静荷重を設定する。パラシュート側の接続部と親機側の接続部それぞれは、ポリバケツとパラコード・サルカン・テグスによって接続する。はじめは15G程度から試験を開始し、次第に50G相当の静荷重に近づける。試験に用いたポリバケツとペットボトル飲料の質量を図5.11に示す。



ペットボトル飲料①2077.57g



ペットボトル飲料②1549.06g



ペットボトル飲料③2042.19g



ペットボトル飲料④2025.31g



ポリバケツ1811.33g

図5.11 ペットボトル飲料及びポリバケツの質量

- 試験結果

- 1.

- 本試験は、キャリアに入れた状態からペットボトルを計3回投下した。試験結果と動画を表5.3に示す。

表5.3 パラシュート開傘試験結果

試験回数	動画URL	合否
1回目	https://youtu.be/r0iyvLTWNt4?si=zL-uNVPPhFA31DA9r&t=5	合格
2回目	https://youtu.be/r0iyvLTWNt4?si=qdxgfVauY09OwKhX&t=26	合格
3回目	https://youtu.be/r0iyvLTWNt4?si=rJ72qm9OMr7ysmly&t=46	合格

- 以上の動画より、パラシュートが開傘可能であることが示された。

- 2.

- 本試験は、パラシュートが開いた状態でのペットボトルの投下を4回実施した。投下の動画と終端速度を、表5.4に示す。

表5.4 終端速度結果

試験回数	動画URL	終端速度 [m/s]
1回目	https://youtu.be/REJK2OToug8?si=dMPXY--j-TQmaOCk&t=2	3.37
2回目	https://youtu.be/REJK2OToug8?si=H65Ine4_KWTBz21_&t=14	5.28
3回目	https://youtu.be/REJK2OToug8?si=H65Ine4_KWTBz21_&t=26	4.00
4回目	https://youtu.be/REJK2OToug8?si=H65Ine4_KWTBz21_&t=40	3.54

- ◇ 動画の中で確認できる黒い壁と白い壁の境が地面から2.8mの高さであった。この高さを計測した際の写真を図5.12に示す。

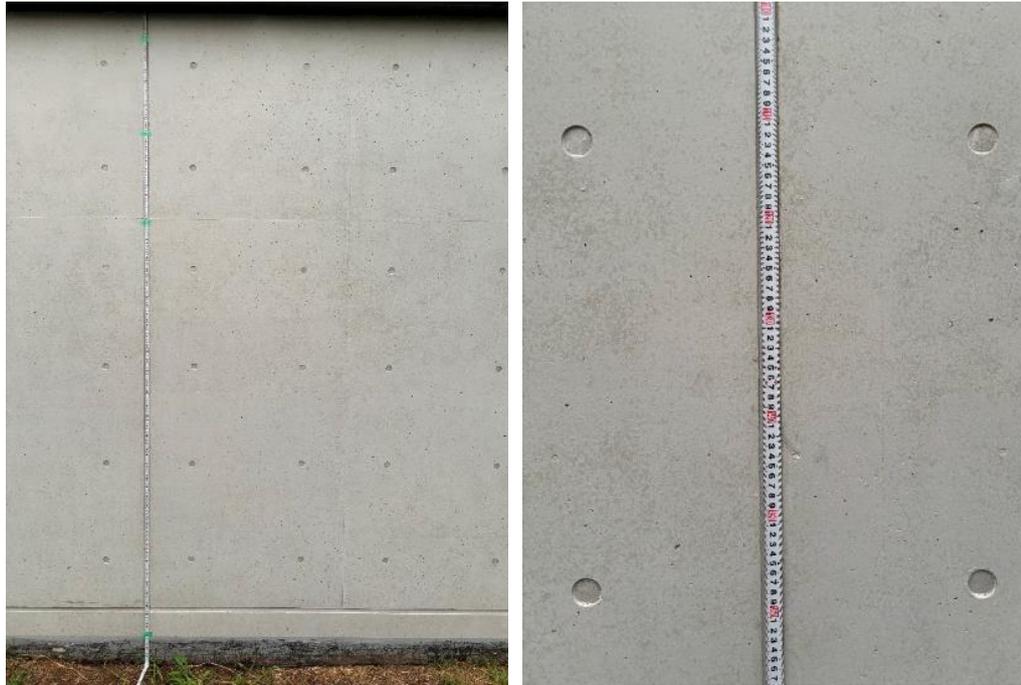


図5.12 壁の境から地面までの高さ
(左：壁全体写真，右：斑点間の拡大写真)

- ◇ 撮影した映像のフレームレートは154fpsであった。壁の境から地面までコマ送りで映像を確認し、それぞれの試験で着地するまでのコマ数とフレームレートとコマ数から算出される着地するまでの秒数を表5.5に示す。

表5.5 着地するまでの秒数

試験回数	着地するまでのコマ数 [fps]	着地するまでの秒数 [s]
1回目	128	0.83
2回目	83	0.53
3回目	108	0.70
4回目	121	0.79

- ◇ 以上の結果より、4回の試験結果の終端速度平均値は4.05m/sであった。
- 東京都立大学日野キャンパスにおける地表の高度は、国土地理院のウェブ地図「地理院地図 (<https://maps.gsi.go.jp/>)」より約114mである。気温を30°Cとし「高精度計算サイト」の「標高から気圧を計算 (<https://keisan.casio.jp/exec/system/1203469826>)」より大気圧を算出した。これより式 (3) から空気密度が求まり、先の試験から得られた終端速度平均値と合わせ式 (2) から本パラシュートの特性値 C_{para} が求められる。ブラックロック砂漠の地表高度・大気圧は、本研究室の学生が昨年度のARLISS 2023において計測した高度1,240m、大気圧88,100Paとする。この時の気温を26°Cと仮定し、式 (3) から空気密度を求め、パラシュートの特性値 C_{para} から終端速度を予測

した。計算結果を表5.6に示す。

表5.6 パラシュート特性値・終端速度の算出

場所	高度 [m]	気温 [°C]	大気圧 [Pa]	空気密度 [kg/m ³]	パラシュートの特性値 [(kg/m ³) ² ・(m/s)]	終端速度 [m/s]
東京都立大学 日野キャンパス	114	30.0	100,033	1.15	5.35	4.05
ブラックロック 砂漠	1,240	26.0	88,100	1.03	-	5.08

これより、ブラックロック砂漠において本パラシュートによるCanSatの終端速度は5.08m/sと予測できた。東京都立大学日野キャンパスにおける終端速度平均値、ブラックロック砂漠における終端速度予測値はともにレギュレーションの終端速度範囲4~6m/sを満たしていることが確認できた。

3.

- 本試験は、パラシュートが開いた状態でのCanSatの投下を3回実施した。投下の動画と試験結果を表5.7に示す。

表5.7 パラシュート投下試験（CanSat）結果

試験回数	動画URL	可否
1回目	https://youtu.be/Kcr2b_57dIw	合格
2回目	https://youtu.be/d-JqNpx9ixc	合格
3回目	https://youtu.be/JtMC65Wq_w	合格

- CanSatは放出判定を行いパラシュートと絡まることなく無制御で着地し、着地判定後テグスを溶断してパラシュートを分離した。パラシュートを含めCanSatは投下に際して加わる諸々の衝撃荷重に耐える強度を持っており、正常に機能が維持されている。また、試験全体を通して親機から子機が誤って解放されること、不期分離することはなかった。
- なお、試験動画においては「MV2 親機展開及び子機解放試験」、「MV5 子機走行中親機不動確認試験」及び「MV11 降下着地解放シーケンス試験」の試験内容も併せて実施しているため、本試験での主な検証範囲は、CanSat着地までの部分である。

4.

- 試験結果と動画を表5.8に示す。なお試験はじめの小さい静荷重における結果は掲載せ

ず、50G付近の結果を抜粋している。

表5.8 開傘衝撃試験結果

試験条件	動画URL	可否
パラシュート側37G	https://youtu.be/UEHcqN_TySY?si=-Yc9d8QKOxxiQKZ =	合格
パラシュート側50G	https://youtu.be/UEHcqN_TySY?si=YEtQB3jFPoL8grzo &t=23	合格
CanSat側38G	https://youtu.be/UEHcqN_TySY?si=YEtQB3jFPoL8grzo &t=41	合格
CanSat側50G	https://youtu.be/UEHcqN_TySY?si=YEtQB3jFPoL8grzo &t=71	合格

- パラシュート側はテグスを1周させるのみで50Gに耐えることが可能である。
- CanSat側はテグスを2周させ、適度なたるみを持たせることで50Gに耐えることが可能である。
- 結果より、50Gの開傘衝撃荷重に対しても、パラシュート及びCanSatは耐久可能である。

● 結論

- キャリアから放出後に正常にパラシュートは開傘可能であり、終端速度はレギュレーションを満たすことが示された。また、パラシュートを含めてCanSatは諸々の衝撃荷重に耐久可能であり、これによって正常に機能が維持されることが分かった。さらに親機から子機が誤って解放されること、不期分離することはないと示された。

RV7 振動試験

● 目的

- システム要求R4を満たすため、レギュレーションで定められたランダム振動によってCanSatに機械的、電気的な破壊および異常が起きないことを確認する。

● 試験内容

- 振動機の試験条件はARLISS2024のレギュレーションに従い、ランダム加振15Grms, 30~2000Hz, 30sとした。
- CanSatは電源を投入し、加振機のキャリアに本番と同様に収納する。
- RV8準静的荷重試験, RV9分離衝撃試験と同時に行うため、準静的荷重, 振動荷重, 衝撃荷重の順で荷重を加える。その後、CanSatを取り出し構造的な破損がないことと、電装機器が動くことを確認する。

● 試験結果

- レギュレーションに基づいて、目標の波形データ（加速度15Grms, 加振周波数30~2000Hz）でランダム振動を30s加えた。その解析結果画面を図5.13に示す。但し、縦軸がPSD[G²/Hz], 横軸が周波数[Hz]のグラフである。PSDについては、30~2000Hzの範

囲を積分すると、15Grmsとなる。

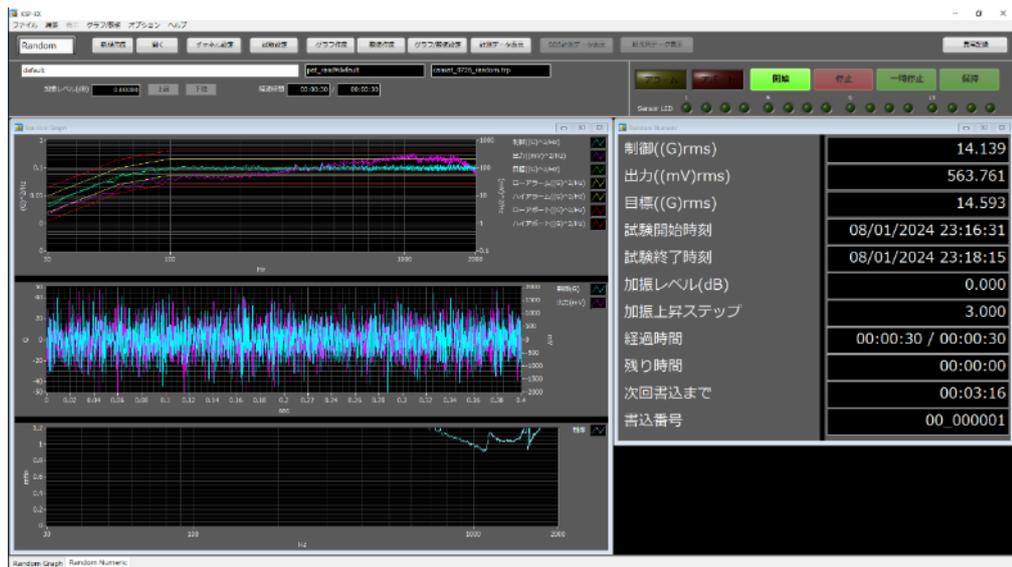


図5.13 ランダム振動試験における計測結果（左上のグラフが計測結果）

- 図より、目標データの値に対して制御データのデータが近くなっていることから、試験条件は適切であることが分かる。
- 振動試験の動画データを、以下のURLに示す。なお、以下に示す「RV8 準静的荷重試験」及び「RV9 分離衝撃試験」における動画データを同時に行ったため、これらの試験についても、同様のURLにて確認可能である。

URL : <https://youtu.be/c8WdiaLoslo?si=TYQhq-drvgtXyOqo&t=610>

- 動画内にもあるように、試験実施後も（展開まで）CanSatが正常に作動できることが分かる。ボルトの緩みは確認されなかった。よって、レギュレーションで定められた（よりも厳しい）条件の振動を与えてもCanSatがハード面及びソフト面において破損及び異常を起こさないことが確認できたため、ARLISSの打上時に供することができる機体であることが分かる。

- 結論

- 打上時の振動によって、CanSatがハード面及びソフト面での破損及び異常がないことが分かった。

RV8 準静的荷重試験

- 目的

- システム要求R5を満たすため、レギュレーションで定められた順静的荷重によって、CanSatに機械的、電気的な破壊および異常が起きないことを確認する。

- 試験内容

- 準静的試験の試験条件はARLISS2024のレギュレーションに従い、正弦波加振20Hz、10G、10sとした。
- CanSatは電源を投入し、加振機のキャリアに本番と同様に収納する。

- RV7振動試験，RV9分離衝撃試験と同時に行うため，準静的荷重，振動荷重，衝撃荷重の順で荷重を加える．その後，CanSatを取り出し構造的な破損がないことと，電装機器が動くことを確認する．
- 試験結果
 - レギュレーションに基づいて，目標の波形データ（正弦波周波数20Hz，加速度10G）で正弦波振動を20s加えた．レギュレーションでは10sの加振でよいが，今回はより安全性を担保できるように2倍の20sとした．その解析結果画面を図5.14に示す．但し，縦軸は荷重[G]，横軸は時間[s]である．

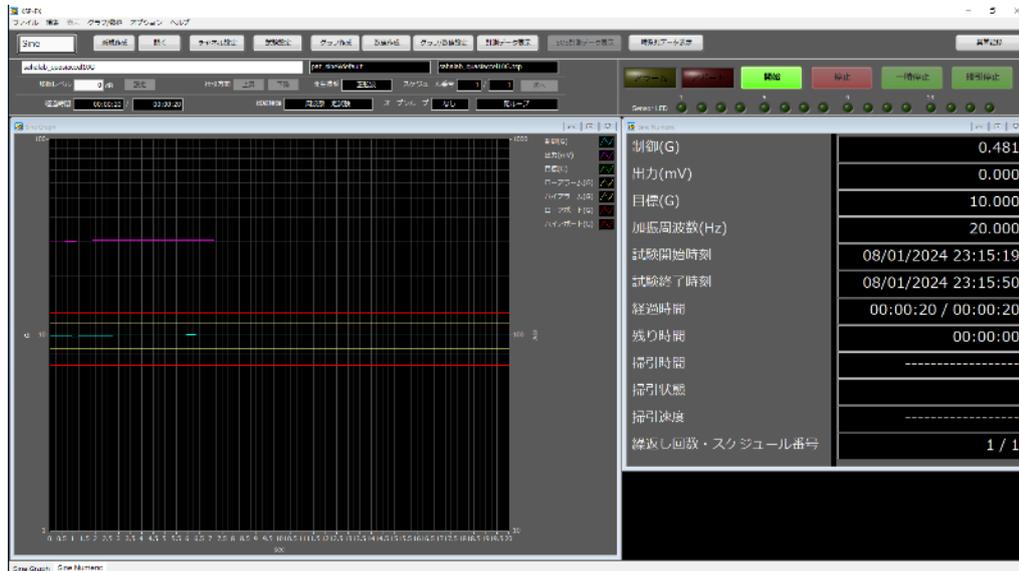


図5.14 準静的荷重試験における計測結果（左のグラフが計測結果）

- 上図における制御データは，キャリア内部のCanSatに正味付加された荷重量を示している．これより，キャリア内部に正味付加された荷重量は，レギュレーションにおける荷重の大きさに非常に近い値になっている．これより，試験条件は適切であるといえる．
- 動画データのURLについては，以下に示す．
URL：<https://youtu.be/c8WdiaLoslo?si=CJhYDkGpoQQcq9hJ&t=538>
- 動画内にもあるように，試験実施後もCanSatが正常に作動できることが分かる．よって，レギュレーションで定められた条件の準静的荷重を与えてもCanSatがハード面及びソフト面において破損及び異常を起こさないことが確認できたため，ARLISSの打上時に供することができる機体であることが分かる．
- 結論
 - 打上時の準静的荷重によって，CanSatがハード面及びソフト面での破損及び異常がないことが分かった．

RV9 分離衝撃試験

- 目的

- システム要求R6を満たすため、レギュレーションで定められた分離衝撃によってCanSatに機械的、電氣的な破壊および異常が起きないことを確認する。
- 試験内容
 - 分離衝撃試験の試験条件はARLISS2024のレギュレーションに従い、正弦波半ショック加振で最大40Gとして、三段階に分けて連続して加振させる。
 - CanSatは電源を投入し加振機のキャリアに本番と同様に収納する。
 - RV7振動試験、RV8準静的荷重試験と同時に行うため、準静的荷重、振動荷重、衝撃荷重の順で荷重を加える。その後、CanSatを取り出し構造的な破損がないことと、電装機器が動くことを確認する。
- 試験結果
 - レギュレーションに基づいて、目標の正弦波半ショック加振で、最大40Gとして、3段階に分けて振動させた。試験では、最大荷重を40Gとして、-6dB、-3dB、0dBの3段階に分けて連続加振させた。最大加振である0dBにおける、試験時間における加速度の解析結果画面を図5.15に示す。図における縦軸は加速度[m/s²]、横軸は時間[s]である。

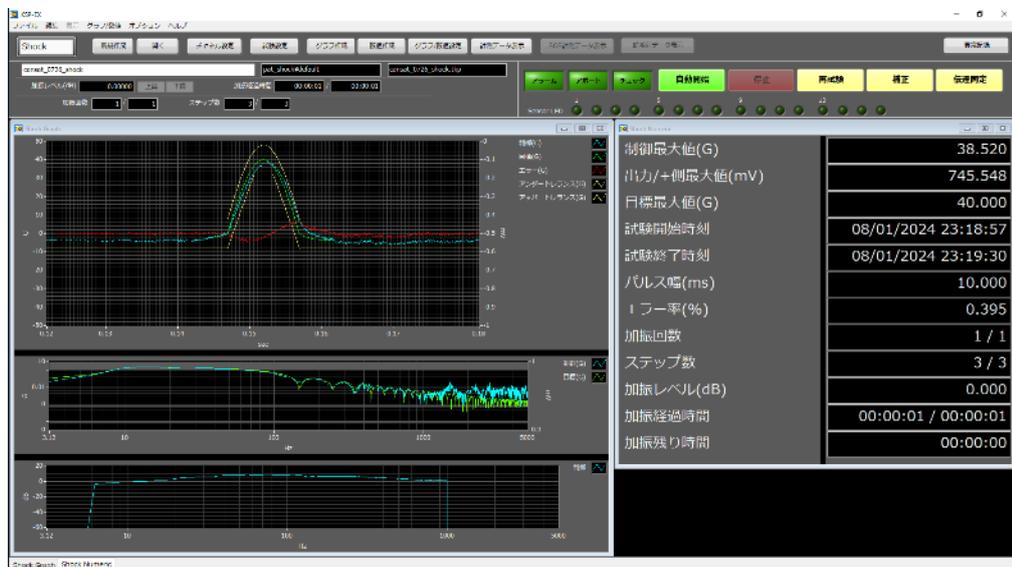


図5.15 分離衝撃試験における計測結果（左上のグラフが計測結果）

- グラフより、制御データと目標データが非常に近い値になっていることから、試験条件は適切であるといえる。
- 動画データのURLについては、以下に示す。
URL : <https://youtu.be/c8WdiaLoslo?si=OEKDbTeDI8eWHMwd&t=755>
- 動画内にもあるように、試験実施後もCanSatが正常に作動できることが分かる。よって、レギュレーションで定められた条件の衝撃を与えてもCanSatがハード面及びソフト面において破損及び異常を起こさないことが確認できたため、ARLISSの打上時に供することができる機体であることが分かる。
- 結論
 - パラシュート分離時の開傘衝撃によって、CanSatがハード面及びソフト面での破損及び異常がないことが分かった。

RV10 無線送波停止試験

- 目的
 - CanSatがロケット搭載時に無線の送波を停止できるかを確認する。
- 試験内容
 - CanSatに搭載する通信機はEASEL社製のES920LR3である。ES920LR3には17番ピン（図5.16参照）に3.3Vを入力することで、電波を発しないスリープモードへ移行することができる。CanSatに搭載しているマイコンの制御により17番ピンに3.3Vを入力することで、ES920LR3のソフトウェアでロケット搭載時の送波を停止する。

[基本接続例]

ピン番号	ピン名称	機能名	接続先
1	GND	GND	GND
2	VDD_RF	RF 電源	VDD ※注 1
3	BOOT0	BOOT 起動	※注 2
12	PA13	SWDIO	SWD IF SWDIO
13	PA14	SWCLK	SWD IF SWCLK
14	VDD	本体 電源	VDD ※注 1
15	GND	GND	GND
17	PA0	WKUP1	※注 3
24	PC1	GPIO 出力	TEST LED
25	PA2	UART 出力	Host MCU UART IF 入力
26	PA3	UART 入力	Host MCU UART IF 出力
29	PB10	GPIO 出力	TEST LED
30	NRST	NRST	SW, CPU OUT 等 ※注 4

[スリープ]

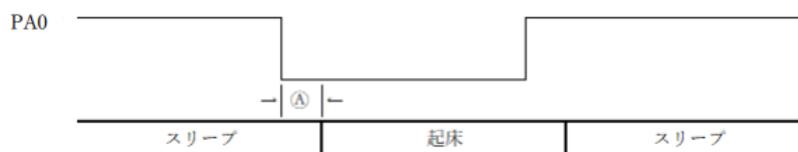


図5.16 ピンの基本接続例と作動状況

- 試験では、CanSatに搭載された通信機から地上局を想定した通信機にデータを送信する。まず初めに、マイコンの制御によりES920LR3の17番ピンをGNDに落とすことで、CanSatから送信したデータを地上局で受信できることを確認する。次に、コードを書き換え、ES920LR3の17番ピンに3.3Vを入力することで、CanSatから送信したデータを地上局で受信できないことをもって、CanSatから電波が発されていないことを確認する。
- 試験結果
 - ES920LR3の17番ピンをGNDに落とした際は、地上局と接続したTeratermより「Hello World」の文字を確認した。しかし、ES920LR3の17番ピンに3.3Vを入力した際は、「Hello World」の文字を確認できなかった。
 - 試験における動画データのURLについては、以下に示す。
URL : <https://youtu.be/yHRjchDOYCU>

- 結論
 - CanSatに搭載する無線機からの送波を任意のタイミングで停止できることを確認できた。

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
 - システム要求M4-5, M4-6を満たすために, 親機から子機が誤って解放されず着地し, 着地衝撃に耐え, 構造と電装が正常に機能することを確認する.
- 試験内容
 - CanSatの終端速度を5.0m/sと設定した. ここで重力加速度を9.8m/s²とおき, 位置エネルギーと運動エネルギーの関係から

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

とあらわすことができ, 式を変形すると

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

- となり, 終端速度5.0m/sで地面に着地することを模擬するためには, 地面から約1.3mの高さからCanSatを自由落下させればよいことがわかる. よって地面からの高さ約1.3mからCanSatを自由落下させ, 親機から子機が誤って解放されずに衝撃に耐えられるかを確認する.
- 試験結果
 - 着地衝撃試験の動画と結果を表5.9に示す.

表5.9 着地衝撃試験結果

試験回数	動画URL	合否
1回目	https://youtu.be/TaoJubcWBmU	合格
2回目	https://youtu.be/CKCezDBQ-Hc	合格
3回目	https://youtu.be/goBYkCt7vYI	合格

- 着地衝撃試験実施後もCanSatが正常に作動できることが分かる. よって, パラシュート降下後の着地後においても, CanSatの構造と電装両面において破損及び異常を起こさないことが確認できた.
- 結論
 - 着地衝撃によって, CanSatの構造と電装両面において破損及び異常がないことが分かった.

MV2 親機展開及び子機解放試験

- 目的
 - システム要求M4-4, M4-5を満たすために子機を収納した親機が展開し, ミッション遂行可能な姿勢をとることを確認する. この間子機が誤って解放されないことを同時

に確認する。

- システム要求M5-1~6を満たすために、親機がミッション遂行可能な姿勢をとった後、子機が親機やストリングに動きを妨げられず、親機から解放され、ストリングが切れたりたゆんだりしないことを確認する。この間親機と子機が解放される前に誤って解放判定を行わないことを同時に確認する。

- 試験内容

- 子機を親機に収納し、フライトピンを抜き、CanSatを投下する。CanSatが着地判定をしたのち親機が展開し、ミッション遂行可能な姿勢をとることを確認する。親機が展開する際にリリースピンが抜け、子機がスタンバイモードに入り、親機から解放モードを受信したのち子機がシステム要求を満たして親機から解放されることを確認する。

- 試験結果

- 投下され着地後のCanSatが展開し、ミッション遂行可能な姿勢をとった後に子機を解放することができるか確認した。なお本試験は「RV6 パラシュート投下試験（3. CanSat）」、「MV5 子機走行中親機不動確認試験」及び「MV11 降下着地解放シーケンス試験」の試験内容も併せて実施しているため、動画の抜粋と結果を表5.10に示す。

表5.10 親機展開及び子機解放試験結果

試験回数	動画URL	可否
1回目	https://youtu.be/Kcr2b_57dIw?si=bzdxSDQpaQaBvHV&t=16	合格
2回目	https://youtu.be/d-JqNpx9ixc?si=WnGK4JY_o3x3ZVdJ&t=14	合格
3回目	https://youtu.be/JtMC65Wq__w?si=crm5__E4fk83nJL7&t=14	合格

- 結果より、これら3パターンで着地しても親機は正常に展開してミッション遂行可能な姿勢をとり、子機は解放され動き出すことができる。

- 結論

- CanSatは着地後に親機が展開し、ミッション遂行可能な姿勢をとって子機を解放することができること示された。

MV3 ロングラン試験

- 目的

- システム要求M0-1を満たすため、親機と子機のバッテリーがミッション達成に必要な電力を供給できることを確認する。
- システム要求M7-3を満たすため、子機が走行中にミッション遂行不可能な破損、摩耗をしないことを確認する。

- 試験内容

- ミッション実施前の待機時間を鑑み、1時間起動をさせた後に子機を解放し、前進と

回収を15回繰り返し走行させる。これは、子機制御試験の結果を鑑み、1回のマーカー設置に探索で約2~3往復、マーカー配置のために1往復を要するため、往復走行回数を15回とした。

- 子機を一定距離走行させ、サーボモータを回したのち、親機がリールを回して子機を回収する一連の動作を複数回繰り返す。

- 試験結果

- 試験における動画のURLについては、以下に示す。

URL : <https://youtu.be/ozVzOnXm5ys>

- 試験については、1時間の待機後に子機の走行開始までは実施することができたものの、往復走行についてはできなかった。しかし、子機走行試験等において、1時間待機をしない状況では子機は数回の往復走行及び2回のマーカー落下作動はできていることが分かった。

- 結論

- 15回の往復走行は現時点できていないものの、複数回の往復走行は他試験においてできていることを確認した。

MV4 子機走行性能試験

- 目的

- システム要求M6-3, M7-3を満たすため、子機が小さな轍で走行不能にならないことと、走行中にCanSatに損傷がなく、構造と電装ともにミッションを達成できる状態であることを確認する。
 - ◇ 小さな轍とはミッション要求MR7の着地地点周辺の安全な領域を判定する際に用いられる判断基準である。本ミッションでは幅20cm, 高さ2cmの轍がない領域を安全な領域であるとする。

- 試験内容

- 幅20cm, 高さ2cmの轍を模擬した凹凸を砂場に作り、走行できるかを確認する。轍への進入角度は、轍の進行方向から30, 45, 90degの三方向から侵入することとする。

- 試験結果

- 試験のために作成した轍を図5.17及び図5.18に示す。



図5.17 使用した轍の長さ及び全体像（幅約20cm）



図5.18 使用した轍の高さ（高さ約2.5cm）

- 試験動画と結果を表5.11に示す。

表5.11 子機走行性能試験結果

試験条件	動画URL	合否
30deg	https://youtu.be/kPerjkHheq4?si=TF0MM3ZlEckqhxQU&t=58	合格
45deg	https://youtu.be/kPerjkHheq4?si=zvd5dFhyaDVzMkSW&t=30	合格
90deg	https://youtu.be/kPerjkHheq4?si=0rO0_pE-VsvvadWd	合格

- 動画より、轍に対して90度、45度及び30度においても、子機は走行不能になったり横滑りを起こしたりすることなく走行ができていることが分かる。子機は本試験で定めた小さな轍に対しても走行することができる。

- 結論

- 子機は本試験で定めた小さな轍に対しても走行することができることを確認した。

MV5 子機走行中親機不動確認試験

- 目的

- システム要求M6-8, M7-5を満たすため、子機を走行させた際に親機が姿勢と位置を保つことを確認する。

- 試験内容

- 親機の初期位置を基に、子機が走行する前と後で親機が動いていないことを目視で確認する。

- 試験結果

- 本試験は「RV6 パラシュート投下試験（3. CanSat）」、「MV2 親機展開及び子機解放試験」及び「MV11 降下着地解放シーケンス試験」の試験内容も併せて実施しているため、動画の抜粋と結果を表5.12に示す。

表5.12 子機走行中親機不動確認試験結果

試験回数	動画URL	合否
1回目	https://youtu.be/Kcr2b_57dIw?si=RURzvvzGMh40W0jxi&t=58	合格
2回目	https://youtu.be/d-JqNpx9ixc?si=PMY02j5pj6dzAKU2&t=56	合格
3回目	https://youtu.be/JtMC65Wq__w?si=GXJMt05ff6STUeHF&t=59	合格

- 1, 2回目の試験では子機の走行中に親機は動いていない。3回目の試験において子機

走行中に親機が微小な揺れをみせたが、角度検出機構への影響や親機が大きく姿勢と位置を崩すことはなくミッション遂行可能な状態が維持されている。

- 結論
 - 子機の走行中に親機は常にミッション遂行可能な状態が維持されていることを確認した。

MV6 子機走行制御試験

- 目的
 - 子機の走行中に親機からストリングが送りだされ、ストリングが切れたりたゆんだり、絡まったりしないことを確認する。
 - 親機が子機の走行中に無線通信により指示を出せることを確認する。
 - 子機が指定した方向を向き、直進することを確認する。
 - 子機が走行中にマーカーを落とさないことを確認する。
 - 親機がストリングとエンコーダ、ボリュームを用いて子機との距離、角度をシステム要求が満たされる精度で測れることを確認する。
- 試験内容
 - 子機が親機から解放されている状態にし、親機が無線通信によって子機を制御する。
 - 子機の走行中にストリングが想定している通りになっていることと、子機がマーカーを落としていないことを目視で確認する。
- 試験結果
 - 試験における動画のURLについては、以下に示す。
URL：<https://youtu.be/7xYZCf2p1i8>
 - 動画データより子機は親機からの無線通信によって制御されるとともに、子機が走行不能に陥っていないことが分かった。
 - また、走行中にストリングが想定している通りになっているとともに、試験実施中に子機がマーカーを落としていないことが分かった。
 - 併せてこの試験の内容ではないものの「MV5 子機走行中親機不動確認試験」における要求内容（子機の走行中に親機が動かないこと）も満たしていることも分かった。
- 結論
 - 動画データより子機は親機からの無線通信によって制御されるとともに、子機が走行不能に陥っていないことが確認できた。
 - 走行中にストリングが想定している通りになっているとともに、試験実施中に子機がマーカーを落としていないことが確認できた。

MV7 子機回収試験

- 目的
 - 子機がスタックした際や新たな位置に移動させる際に子機を回収するため、親機のリールとモータを用いて子機を引っ張りつつ、ストリングを想定したとおりに巻き取れていることを確認する。

- 試験内容
 - リールからストリングが最大まで出されている状況からモータでリールを回転させ、子機を引っ張りつつ、リールにストリングを巻き取る。
- 試験結果
 - 試験における動画のURLについては、以下に示す。今回の試験については、コンクリートの地面において2往復、土の地面において2往復の回収試験を実施した。
コンクリート地面の試験URL：<https://youtu.be/z74osN2rJ8s>
土地面の試験URL：<https://youtu.be/uuyF-EF54tk>
 - 試験より、リールからストリングが最大まで出されている状態で、親機に内蔵されているモータの回転によって、子機を引っ張ることができることが分かった。
 - また、リールにストリングを巻き取ることができるとともに、再度子機の動きに合わせてストリングを展張及び回収ができることが分かった。
- 結論
 - リールからストリングが最大まで出されている状態で、親機に内蔵されているモータの回転によって、子機を引っ張ることができることを確認できた。
 - リールにストリングを巻き取ることができるとともに、再度子機の動きに合わせてストリングを展張及び回収ができることが確認できた。

MV8 スタック検知及び脱出試験

- 目的
 - 子機がスタックしていることを親機がエンコーダによって検知できることを確認する。
 - 親機が子機を回収することで子機が轍から抜け出し、親機が安全な方向を指定し、探索させられるのかを確認する。
- 試験内容
 - 親機から子機が解放された状態から試験を開始し、一定距離子機を走行させる。
 - 子機の走行方向に段ボール（障害物）を設置し、走行できない状況（スタック状態）になった時に親機からの指示で子機を回収することができるかどうかを調べる。
- 試験結果
 - 試験における動画のURLについては、以下に示す。
URL：https://youtu.be/MfqWXbl_epg
 - 動画より、子機の走行中に障害物に衝突し、スタック状態になった後、親機からの指示により子機を回収することができることが分かった。
- 結論
 - スタック状態になった時に、親機からの指示により子機を回収することができることが確認できた。

MV9 マーカー落下作動及び制御試験

- 目的
 - 子機に搭載されたサーボモータを用いてマーカーを一つずつ落とせることを確認する。

- 試験内容
 - マーカーを落下させたのちに、任意距離子機を走行させ、サーボモータを72[deg]ずつ回し、マーカーが落下することを確認する。
 - この操作を4回繰り返す、指令によって子機がマーカーを確実に落下できることを確認する。
- 試験結果
 - 子機への指令を基に、子機は4個のマーカーを任意地点に落下させることができた。
 - 試験における動画データのURLについては、以下に示す。
URL : <https://youtu.be/7UN-CKDwazU>
- 結論
 - 子機への指令を基に、子機は4個のマーカーを任意地点に落下させることを確認した。

MV10 制御レポート作成試験

- 目的
 - 終了判定が行われた後、運用者がサクセスクライテリアの検証を行うことができるように、SDカードに制御履歴をcsvファイルとして保存できるかを確認する。
 - SDカードにcsvファイルとして保存されたデータから制御履歴を読み取れるのか確認する。
- 試験内容
 - 親機のジャイロセンサとエンコーダ、ボリュームのデータをcsvファイルでSDカードに保存する。
 - 親機のモード遷移ログをcsvファイルでSDカードに保存する。
 - SDカードに保存されたcsvファイルからデータを確認し、制御履歴を読み取る。
- 試験結果
 - 試験結果のグラフを図5.19に示す。本試験では、「MV6 子機走行制御試験」における子機の走行軌跡をもとに、終了判定後に制御レポートとしてcsvファイルを作成した。試験結果は、制御レポートの情報をグラフ化したものである。
 - 図より、終了判定後に子機の走行軌跡をcsvファイルとして保存できることが分かった。

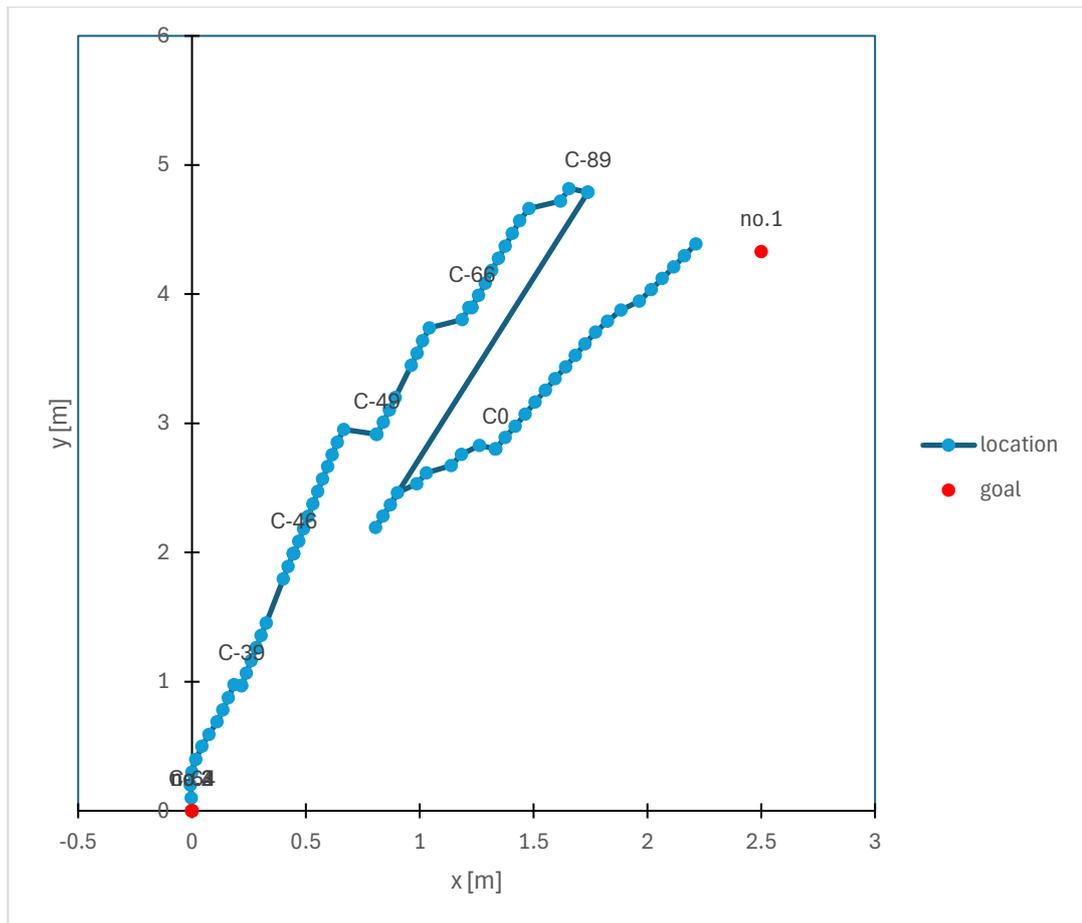


図5.19 制御レポート試験結果

- 結論
 - 終了判定後に子機の走行軌跡をcsvファイルとして保存できることを確認した。
- MV11 降下着地解放シーケンス試験**
- 目的
 - 降下着地解放シーケンスが一通り行えるのか確認する。
- 試験内容
 - 降下着地解放シーケンスを一通り行う。
- 試験結果
 - 試験については、計3回実施した。試験の動画のURLを、以下のリンクに示す。
 - 1回目：https://youtu.be/Kcr2b_57dIw
 - 2回目：<https://youtu.be/d-JqNpx9ixc>
 - 3回目：https://youtu.be/JtMC65Wq_w
 - 試験より、パラシュート降下からCanSatが着地し、子機が親機より解放されたのちに、子機が動き出すことが分かった。
 - 本試験においても、RV6と同様にM3-1で記載していた子機の不測分離は起こらなかった。落下時においては親機にも収納された状態で落下するため、子機のみが外に出る

可能性は低い。また、万が一親機が不測解放された場合でも、子機に接続されているストリングは親機のストリング機構に接続されており、子機がすぐに親機から離れてしまう可能性は低い。

- また、着地後においても、パラシュートの解放シーケンスを行ってから十分な時間が経過したのちに親機の解放シーケンスが始まるので、分離途中でパラシュートによって親機が流され、子機が取り残されるリスクは低いと考える。

- 結論

- パラシュート降下からCanSatが着地し、子機が親機より解放されたのちに、子機が動き出すことが確認できた。

MV12 探索シーケンス試験

- 目的

- 轍のように走行不能な場所を探索するシーケンスが一通り行えるのか確認する。

- 試験内容

- 探索シーケンスを一通り行う。

- 試験結果

- 試験における動画データのURLについては、以下に示す。

URL : <https://youtu.be/RWZ89BTc-t8>

- 動画より子機は探索シーケンスを一通り行うことができることが分かった。

- 結論

- 動画より子機は探索シーケンスを一通り行うことができることを確認できた。

MV13 配置シーケンス試験

- 目的

- 子機がマーカーを配置する配置シーケンスが一通り行えるのか確認する。

- 試験内容

- 配置シーケンスを一通り行う。

- 試験結果

- 1回のシーケンスにおいて2個までのマーカー配置はできているものの、インテグレーションの不具合により、それ以上の配置が現時点できていない。しかし、「MV9 マーカー落下作動及び制御試験」においては、子機が4個のマーカー落下作動はできていることが分かった。

- 結論

- マーカー配置については2個までしかできていないが、マーカー落下機構の作動については4個分作動することができることを確認した。

MV14 End to End試験

- 目的

- End to Endで各シーケンスが一通り行えることを確認する。

- 試験内容
 - 投下試験で本番と同じ手順で行う。
- 試験結果
 - 投下試験を実施し、パラシュート分離、親機の解放、子機の走行開始、マーカの落下作動、危険箇所の探索まではできていることを確認した。しかし、ロングラン試験において往復走行が目標回数を達成できていないこと及び配置シーケンスにおいて2個までしかマーカが配置できていないことから、概ねミドルサクセスまでは達成できるものの、フルサクセスについては達成できていない現状である。
- 結論
 - 概ねミドルサクセスまでは実施できていることを確認した。

第6章 工程管理

ガントチャートについては、図6.1に示す。

チーム名	Super Spider Liner			4月	5月	6月	7月	8月	9月
ミッション検討	55日	2/27	4/21	■					
試作機①製作	41日	3/12	4/21	■					
試作機②製作	28日	4/15	5/12	■	■				
1号機製作	56日	5/6	6/30		■	■			
2号機製作(EM機)	35日	6/17	7/21			■	■		
3号機製作(FM機1)	31日	7/8	8/7				■	■	
4号機製作(FM機2)	29日	8/6	9/3					■	■
ARLISS2024	8日	9/6	9/13						■

図6.1 本プロジェクトにおけるガントチャートについて

第7章 大会結果報告

第7.1節 目的

我々TMU Super Spider Linerのミッションは、「月面拠点の建設区画選定に向けた測量技術の検証」である。GNSSや地磁気のない月面において、GNSSセンサや地磁気センサを用いずに測量技術を検証するため、ストリングを用いて距離と水平角を測量する新たなシステムを採用し、任意地点への建設区画のマーキングが可能であるか検証することを目的とする。

第7.2節 結果

我々は、2024/09/10、9/12に打上げを行い、両日ともに風も弱く快晴であった。

第7.2.1項 打上1回目

シーケンス1の準備からシーケンス8の終了までを撮影した動画のURLを以下に示す。

URL : <https://youtu.be/YmNa3fgOeeA>

➤ サクセスレベル

1回目の打上結果を表7.1に示す。

表7.1 1回目打上結果

レベル	項目	達成条件	結果
ミニマムサクセス	ストリングシステムが正常に動作する。	A) 子機のタイヤが回転する。	達成
		B) 親機と子機がストリングを除いて接触していない。	達成
		C) ストリングが想定したとおりに機能している。	達成
		D) 親機が静止している。	達成
ミドルサクセス	探索を完了する。	A) 建設可能な土地か判定する。	達成
		B) マーカー4つの配置予定座標を算出する。	達成
フルサクセス	マーカー4つをそれぞれ指定した座標に落とす（配置する）。	A) ミッションシーケンスをすべて終了している。	達成
		B) 4つのマーカーの座標の誤差がGNSSセンサの測位精度以下である1m以内である。	未達成

➤ シーケンス2：打上～シーケンス4：着地

CO₂ガスでCanSatを放出するロケットで打上を行った。図7.1に加速度センサの測定結果を示す。ただし、res_accが測定値、STDEVが標準偏差、landingが放出判定したポイントを表す。また、図7.2にキャリア収納時から着地までのモード遷移ログを示す。

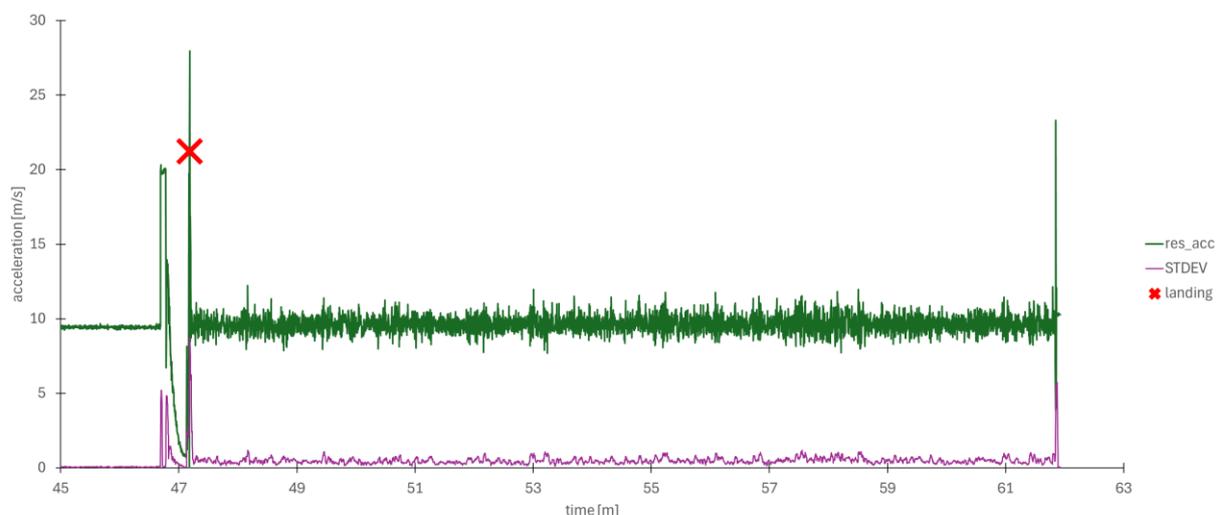


図7.1 加速度センサの測定値

time [UNIX]	res_acc [m/ss]	x_acc [m/ss]	y_acc [m/ss]	z_acc [m/ss]	time(UTC) [y/m/d h:m:s]
1725988114	preparation	None	None	None	2024/9/10 17:08:34
1725988150	launch	None	None	None	2024/9/10 17:09:10
1725988150	9.681689462	7.030128	6.511512	1.382976	2024/9/10 17:09:10
1725988150	9.757441858	7.001316	6.645968	1.421392	2024/9/10 17:09:10
1725988150	9.72885674	7.039732	6.569136	1.39258	2024/9/10 17:09:10
1725990944	4.239238672	0.28812	-1.142876	-4.072096	2024/9/10 17:55:44
1725990944	14.05807131	3.707144	6.213788	-12.05302	2024/9/10 17:55:44
1725990944	landing	None	None	None	2024/9/10 17:55:44
1725990944	21.24433021	-8.028944	-0.605052	19.659388	2024/9/10 17:55:44
1725990945	27.96726026	2.967636	-19.668992	19.659388	2024/9/10 17:55:45
1725991829	10.2719079	-6.751612	-7.740824	-0.086436	2024/9/10 18:10:29
1725991829	10.27316496	-6.751612	-7.740824	-0.182476	2024/9/10 18:10:29
1725993651	release	None	None	None	2024/9/10 18:40:51
1725993811	search	None	None	None	2024/9/10 18:43:31
1725993813	37.98802395	0	None	None	2024/9/10 18:43:33

図7.2 キャリア収納時から着地までのモード遷移ログ

図7.2においてlandingモードに遷移していること、かつ図7.1において加速度が変化した時間とモード遷移時間が一致していることから、放出判定を正しく行えたと判断した。

また、同じくreleaseモードに遷移していること、かつ加速度の変化を測定できていることから、着地判定が正しく行えたと判断した。なお、releaseモードに遷移するまで30分ほど時間を要しているが、機体探索のために設定した時間であり、パラシュート分離は着地判定を行った時点で行われた。実際に着地し、パラシュートが分離した機体を図7.3に示す。



図7.3 着地した機体と分離されたパラシュート

➤ シーケンス5：解放

図7.2から解放を行うreleaseモードから、探索を行うsearchモードに遷移できたと判断した。図7.4に展開前の機体、図7.5に展開し、子機を解放した後の機体を示す。



図7.4 展開前の機体



図7.5 子機解放後の機体

図7.5からタイヤが正常に作動し、子機が親機から解放され、ストリング以外の接触がなくなったことが分かる。親機が静止していること、ストリング機構が正常に動作していることは目視にて確認した。

➤ シーケンス6：探索

図7.6に探索シーケンスの機体を示す。また図7.7に、ボリュームとロータリーエンコーダの記録から求めた探索シーケンスの軌跡を示す。ただし、x軸方向は親機のOnigiri面垂直方向、y軸方向は展開方向である。



図7.6 探索シーケンスの機体

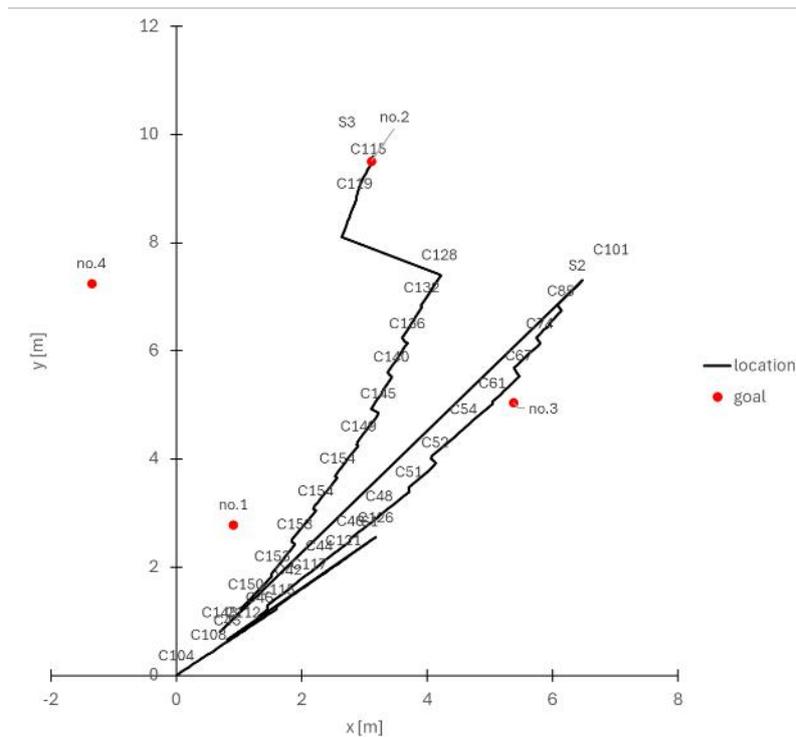


図7.7 探索軌跡

スタックしたため、2回ストリング機構で子機を回収した。図7.7の軌跡からもその様子が確認でき、かつコマンドに対しても正しい動きをしていたことが確認できる。さらに、赤点no.1～no.2が探索の後、算出したマーカ配置予定座標である。図7.8に座標算出のモード遷移を示す。

time [UNIX]	res_acc [m/ss]	x_acc [m/ss]	y_acc [m/ss]	z_acc [m/ss]	time(UTC) [y/m/d h:m:s]
1725994533	71.89221557	10.07720822	None	None	2024/9/10 18:55:33
1725994535	71.89221557	10.09063852	None	None	2024/9/10 18:55:35
1725994628	1st	2.928932188	71.89221557	None	2024/9/10 18:57:08
1725994628	2nd	10	71.89221557	None	2024/9/10 18:57:08
1725994628	3rd	7.368128791	43.21716551	None	2024/9/10 18:57:08
1725994628	4th	7.368128791	100.5672656	None	2024/9/10 18:57:08
1725994628	marking	None	None	None	2024/9/10 18:57:08
1725994638	68.52694611	0.304420328	None	None	2024/9/10 18:57:18

図7.8 座標算出のモード遷移

➤ シーケンス7：配置

図7.9にボリュームとロータリーエンコーダの記録から求めた配置シーケンスの軌跡、配置予定座標、実測で求めた実際の配置座標を示す。ただし、マーカ落下機構の故障により配置できなかった座標は、ミッションシーケンス終了後に走行軌跡と動画を基に計測し、算出した。G

oalは配置予定座標， markerは親機が判定した配置座標， actual_markerは実際の配置座標を示す。また， 図7.10にミッションシーケンス終了後の様子， 図7.11に配置されたマーカーと計測の様子， 図7.12にミッションシーケンス終了のモード遷移ログを示す。

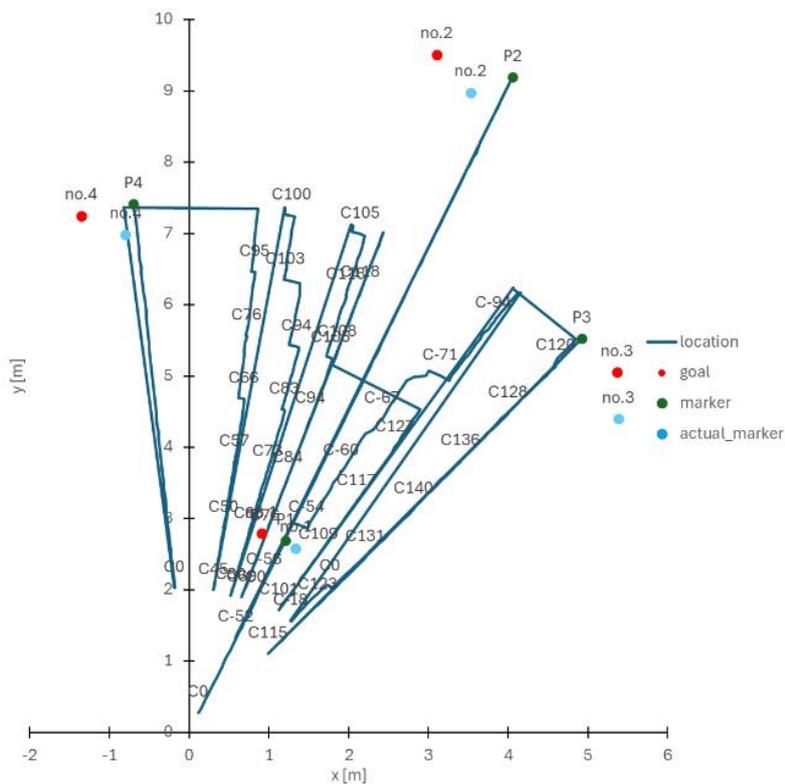


図7.9 配置シーケンスの軌跡と配置予定座標・実際の配置座標



図7.10 ミッションシーケンス終了後の様子



図7.11 配置されたマーカーと計測の様子

time [UNIX]	res_acc [m/ss]	x_acc [m/ss]	y_acc [m/ss]	z_acc [m/ss]	time(UTC) [y/m/d h:m:s]
1725996121	95.29341317	7.274750488	None	None	2024/9/10 19:22:01
1725996122	95.37724551	7.35980911	None	None	2024/9/10 19:22:02
1725996123	95.37724551	7.4493445	None	None	2024/9/10 19:22:03
1725996136	95.37724551	7.4493445	P	4	2024/9/10 19:22:16
1725996136	end	None	None	None	2024/9/10 19:22:16

図7.12 ミッションシーケンス終了のモード遷移

図7.9～図7.11から、endモードに遷移しておりミッションシーケンスを全て終了したことが分かる。実際の軌跡と、ボリュームとロータリーエンコーダから算出した軌跡を比較すると、同様の軌跡を描いていることが分かり、制御は正常であった。

一方、マーカー落下機構が故障し、マーカーを3つ設置することができなかった。上述の通り、制御側は問題なく親機は子機に設置コマンドを送信、かつ子機はコマンドを受信し、設置判定をしていた。

また、実際の配置座標と配置予定座標の誤差を表7.2に示す。

表7.2 実際の配置座標と配置予定座標の誤差

座標番号	誤差 [m]
no.1	0.48
no.2	0.68
no.3	0.65
no.4	0.61

表7.2から、測位精度は目標のGNSSセンサの測位精度1m以下であった。

第7.2.2項 打上2回目

2回目においては、大会4日目である9月12日（現地日時）に実施した。1回目のミッション時から大きく分けて2点の改良を図った。

①マーカー落下機構における固定部分の締め付けトルクの減少を行った。

1回目のミッションにおいてフルサクセスが達成できなかった原因として、打上の影響で中心軸がずれてしまうとともにマーカー落下機構の固定部分がボルトの締め付けによって歪んでしまったため、マーカーが上手く落下することができなかったことが挙げられた（第7.3節で細部を記載する）。そのため、パーツの歪み対策として上記を実施した。

②親機の展開部分にクリアファイルを装着し固定させることで、子機がより段差を乗り越えやすくした。

これは、2回目の打上前の作動試験において、子機のタイヤが親機の展開部）と地面に空いた空洞部（図7.13の矢印部を参照に引っかかってしまうことで、子機が親機から出ることができない事象が多発したために実施した。対策後の状況の様子を図7.12に示す。



図7.13 1回目のミッションからの改良（クリアファイルの装着）

左：改良前，右：改良後

また、シーケンス1の準備からシーケンス8の終了までを撮影した動画のURLを以下に示す。

URL：<https://youtu.be/X-f466uZvf0>

▶ サクセスレベル

2回目の打上結果を表7.3に示す。2回目においては、ミニマムサクセスは達成したものの、ミドルサクセスにおける「建設可能な土地であるか判定する」条件部分を実施中に子機が反転し走行不可能になった。さらに、機体の様子を観察中に、糸に張力がかかっている状態でパラシュートについているコンベックスとストリングが接触し、ストリングが切れてしまったため、ミッションの中止を決断した。細部の内容を以下に示す。

表7.3 2回目打上結果

レベル	項目	達成条件	結果
ミニマムサクセス	ストリングシステムが正常に動作する.	A) 子機のタイヤが回転する.	達成
		B) 親機と子機がストリングを除いて接触していない.	達成
		C) ストリングが想定したとおりに機能している.	達成
		D) 親機が静止している.	達成
ミドルサクセス	探索を完了する.	A) 建設可能な土地か判定する.	未達成
		B) マーカー4つの配置予定座標を算出する.	未達成
フルサクセス	マーカー4つをそれぞれ指定した座標に落とす(配置する).	A) ミッションシーケンスをすべて終了している.	未達成
		B) 4つのマーカーの座標の誤差がGNSSセンサの測位精度以下である1m以内である.	未達成

➤ シーケンス2：打上～シーケンス4：着地

2回目の打上については、黒色火薬にて打上を行い、CO₂カートリッジでCanSatを放出するロケットで打上を行った。図7.14に加速度センサの測定結果を示す。図中においてres_accが測定値、STDEVが標準偏差、landingが放出判定したポイントを表す。また、図7.14にキャリア収納時から着地までのモード遷移ログを示す。なお、図7.15における時間は、UTC時間を示す。

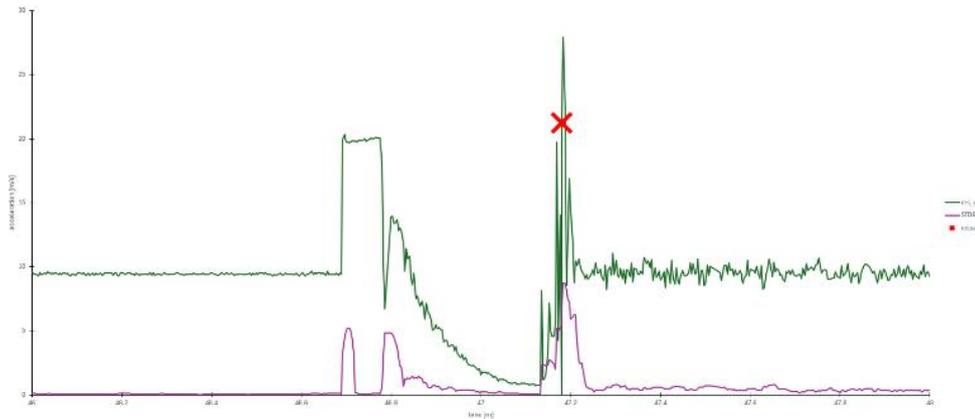


図7.14 加速度センサの測定値

time [UNIX]	res_acc [m/ss]	x_acc [m/ss]	y_acc [m/ss]	z_acc [m/ss]	time [y/m/d h:m:s]
1726163710	9.538493408	-1.575056	4.590712	8.21142	2024/9/12 17:55:10
1726163710	9.837749942	-1.05644	3.831996	8.998948	2024/9/12 17:55:10
1726163710	9.611133123	-0.758716	3.659124	8.854888	2024/9/12 17:55:10
1726163711	9.732060705	-1.018024	3.563084	8.998948	2024/9/12 17:55:11
1726163711	9.233076016	-0.9604	4.052888	8.240232	2024/9/12 17:55:11
1726166764	4.547410332	-2.660308	0.028812	-3.687936	2024/9/12 18:46:04
1726166764	12.38939824	-1.325352	10.141824	-6.991712	2024/9/12 18:46:04
1726166764	landing	None	None	None	2024/9/12 18:46:04
1726166764	27.56791856	-10.94856	-19.668992	15.913828	2024/9/12 18:46:04
1726166764	21.44905422	6.021708	-6.108144	19.659388	2024/9/12 18:46:04
1726166765	18.64857179	-16.37482	2.103276	8.672412	2024/9/12 18:46:05
1726166765	15.58183813	-1.96882	6.05052	14.223524	2024/9/12 18:46:05
1726166765	15.57347754	1.747928	-6.886068	13.858572	2024/9/12 18:46:05
1726166765	12.98297408	-7.10696	2.97724	10.449152	2024/9/12 18:46:05
1726166765	12.30171933	3.21734	2.036048	11.697672	2024/9/12 18:46:05
1726166766	10.93463377	-6.127352	-2.823576	8.605184	2024/9/12 18:46:06
1726167520	9.568379937	9.565584	0.019208	-0.230496	2024/9/12 18:58:40
1726167520	9.549940602	9.546376	-0.028812	-0.259308	2024/9/12 18:58:40
1726167520	9.624837283	9.623208	0.038416	-0.172872	2024/9/12 18:58:40
1726167520	9.604177672	9.594396	-0.09604	-0.422576	2024/9/12 18:58:40
1726167520	9.586331596	9.584792	-0.076832	-0.153664	2024/9/12 18:58:40
1726167521	9.551963815	9.546376	-0.009604	-0.326536	2024/9/12 18:58:41
1726169344	release	None	None	None	2024/9/12 19:29:04
1726169373	search	None	None	None	2024/9/12 19:29:33
1726169374	95.96407186	0.3	None	None	2024/9/12 19:29:34
1726169379	95.96407186	0.3	C	-12.0187957	2024/9/12 19:29:39
1726169379	95.7245509	0.3	None	None	2024/9/12 19:29:39
1726169380	95.71257485	0.39401216	None	None	2024/9/12 19:29:40
1726169381	92.68263473	0.49250109	None	None	2024/9/12 19:29:41
1726169381	92.45508982	0.514884938	None	None	2024/9/12 19:29:41

図7.15 キャリア収納時から着地までのモード遷移ログ (2回目)

図7.15は制御レポートにおけるcsvファイルの一部であり、landing以降の行でlandingモードへの移行、release部分で親機の解放、search以降の行でsearchモードへの移行が実施されたことを示す。図7.14より、機体はlandingモードに遷移しているおり、かつ図7.13における加速度センサの変化した時間とモード遷移時間が一致していることから、放出判定は正しく行うことができたといえる。1日目における記載と同じく、releaseモードに遷移するまでに約30分時間を要している理由は、機体搜索のために設けたバッファである。また、パラシュートの分離は、着地判定が行われたタイミングで行われた。

ここで、実際に落下中のCanSatの様子を図7.15、実際にパラシュートが分離した機体を図7.17に示す。



図7.16 落下中のCanSat



図7.17 着地した機体と分離されたパラシュートの様子

▶ シーケンス5：解放

図7.15から解放を行うreleaseモードから，探索を行うsearchモードに遷移できたと判断した．図7.18に展開前の機体，図7.19に展開し，子機を解放した後の機体を示す．



図7.18 展開前の機体



図7.19 子機解放後の機体

図7.19より，親機は異常なく展開することができているとともに，子機のタイヤは正常作動し，子機は親から解放され，親機とはストリング以外の接触はなくなったことが分かる．子機の作動中の親機の静止については目視にて確認をした．また，クリアファイルの装着の結果，子機の脱出時に親機展開部と地面との間に子機のタイヤが引っかかることはなかった．

➤ シーケンス6：探索

図7.20に、探索シーケンス中の機体の様子について示す。また図7.21に、ボリュームとロータリーエンコーダの記録から求めた探索シーケンスの軌跡を示す。ただし、x軸方向は親機のOnigiri面垂直方向、y軸方向は展開方向である。

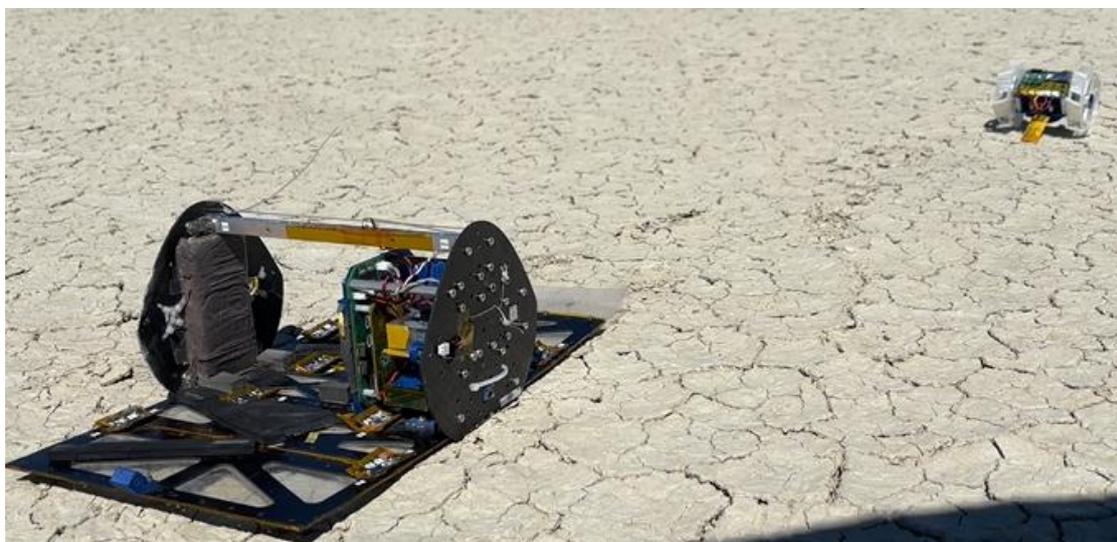


図7.20 探索シーケンス中の機体

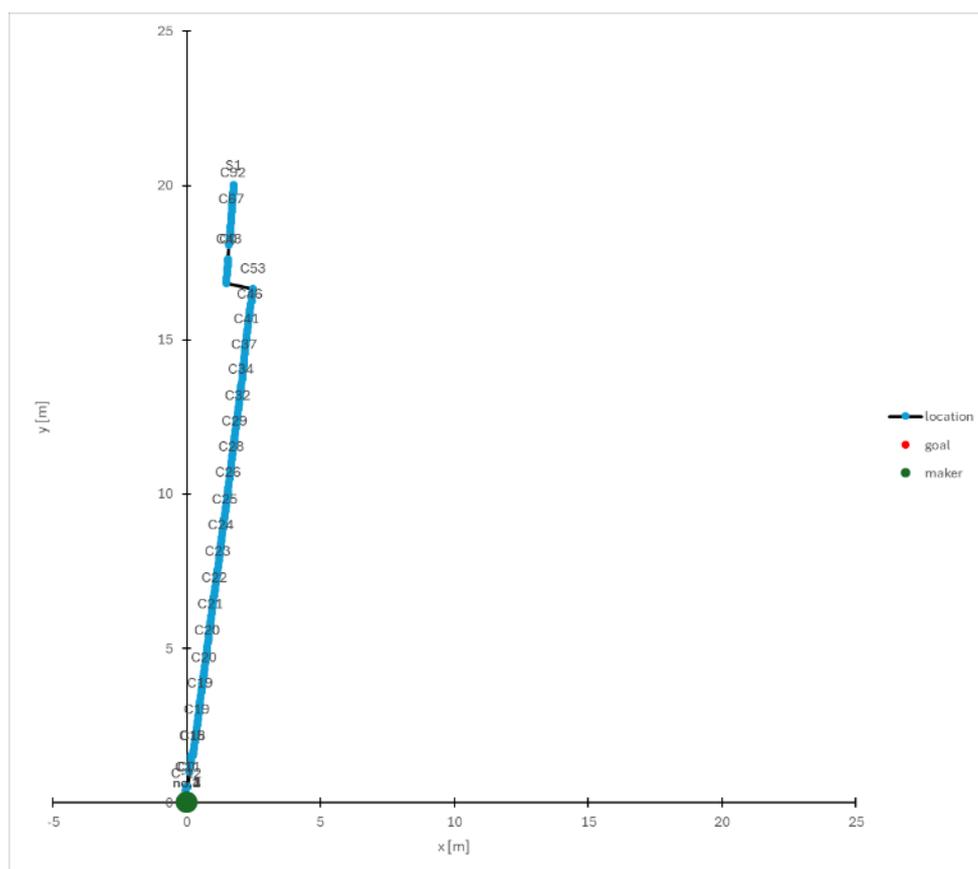


図7.21 探索軌跡

但し、本シーケンスにおいて探索を行っている最中に機体が反転し走行不能になってしまったことに加え、状況観察中に分離したパラシュートと緊張したストリングが接触したことでストリングが切断されてしまったため、マーカーを落とすことなくミッションを中止した。反転し走行不能になっている機体の状況を図7.22に示す。



図7.22 反転した機体

➤ シーケンス7：配置

打上2回目では実施できなかった。

第7.3節 考察

➤ スタックの原因

2日目のフライトにおいて、CanSat（子機）は探索中に逆さまにスタックしてミッションが実施不可能になった。その原因として、2点考えられる。

①タイヤと地面の引っ掛かりによって、子機の回収中に糸に張力がかかり、何らかの原因で引っ掛かりが解放されたときに、糸にかかっていた張力とリールの巻き取りによる力によって子機が大きく引っ張られ、地面との接触の影響で子機が反転してしまったことである。

②上記が起こる可能性を事前に予期することができておらず、子機が反転してしまったときに復旧させてミッションを再開させるための機構を十分に考えられていなかったことである。反転した時の対処については議題に上がっていたものの、反転を対策するための機構を取付けた時にレギュレーション（主に大きさと質量）を満たすことができなかつたため、走行不能対策については、タイヤ側面にコンベックスを取り付け、タイヤ上で機体が静止して走行不能になることを防止する機構以外で機構を取り付けることができなかつた。

➤ 配置予定座標と実際に配置した座標の誤差

1回目の投下で算出した配置予定座標と実際に配置した座標の誤差は、目標精度内に収まっていたものの、実際の基地建設を実現するためにはより高精度にマーキングを実現する必要がある。打上1回目の結果において長さが正確な場合と、角度が正確な場合を計算すると、角度が正確な場合の方が座標の誤差が4点全てで小さくなった。そのため角度の差、つまり「ボリュームの回転不足」を優先して改善すべきである。図7.23のようにストリングでボリュームにトルクを与えて回転させる仕組みだが、ストリングの送り出し部分でボリュームの角度とストリングの角度に差が生じている。そのため、子機が実際にいる角度とボリュームの測定値に差が生じたと考えられる。本問題は試験当時から明らかになっており、構造系はトルクを与えやすく、ストリングに摩擦が掛からない程度に送り出し部分を狭める等の工夫を行い、制御側は角度判定の工夫などを行っていた。そのため、本番では目標であるGNSSセンサの測位精度1m以内を達成できた。

より精度を上げるためには、ストリング送り出し部分に対する構造系の工夫が必須だと考えられる。我々としては構造系の思いつく工夫を全て施したため、新しいアイデアは現状無い。

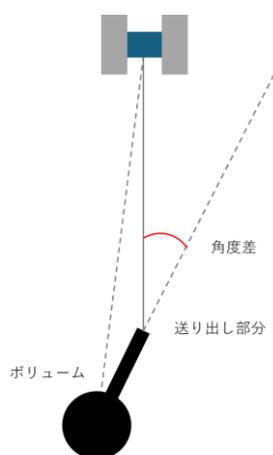


図7.23 ストリング送り出し部分と角度の差

➤ マーカー落下機構不具合の原因

1回目のフライトにおいてマーカー落下機構が不具合になり、1つのマーカーしか落下できなかった原因として、主に2点が故障探求の結果わかった。

①マーカー落下機構の回転部分の軸がずれてしまったことで固定部分と干渉した。

キャリア格納前に作動試験では異常なく起動していたため、主な原因は打上もしくは開さんによる衝撃である可能性が高いものの、細部は不明である。回転部分と固定部分のマーヅンは、約0.5mmで製作していた。これは、主に3点の観点から製作しており、マーカーの不測落下を防止するため、走行中にマーカーがマーヅンの部分に挟まってしまうことでマーカー落下機構の故障を防止するため、マーカーをわかりやすくするため、なるべく大きなマーカーを機構に格

納できるようにしたためである。一方で、軸ずれを起こしてしまうと干渉してしまい、上手く回らなくなってしまうことが考えられた。マーカーの厚さは約4mm、径は13mmであったため、マーカーの径を約1mm減少させる代わりに回転機構の径を約2mm減少させていれば、本事象は防ぐことができたかもしれないと考える。

②固定機構を締め付けすぎたことにより、PLA素材が歪んでしまい、固定部分に湾曲が生じた。これは主に組立て時におけるミスが原因として挙げられる。組立ての手順書は作成していたものの、トルクをどれくらいにするかについては記載ができていなかった。よって、固定をさせる観点から行き過ぎた締め付けが生じてしまい、本事象が発生したと考える。実際の締め付けは六角レンチとナットドライバー若しくは六角レンチを用いてボルトとナットを締め付けているため、定量的な値を掲載することは難しいものの、締め付けすぎの基準や締め付けすぎたときの影響を記載し共有できていれば、本事象を防止できたかもしれないと考える。

➤ 展開機構の不具合

展開機構の不具合は打上げ結果に直接関係してはいないが、現地で生じた問題である。日本では親機の展開ができていたFMが現地では展開できなくなった。現地で試験を繰り返しEMは通常通り展開できることを確認し、2回とも同じEMを打ち上げた。この展開機構の不具合は「砂と湿度差」、「コンベックスの穴あけの精度差」によって生じたと考えられる。展開はテグスを溶断し、コンベックスの復元力で行うが、溶断後のテグスが抜けないために展開しないことがあった。日本とは異なる乾いた砂と低い湿度によって、テグスが通っている3Dプリンタのパーツとテグスの間の摩擦力が現地で大きくなったことが原因と考えられる。またコンベックスは手作業で穴を開けたため、穴の位置や滑らかさの精度を出すことが難しく、展開機構に有意差が発生し、展開機構の不具合に影響したと考えられる。

第7.4節 会計

大会参加にあたってかかった主な費用を表7.4に示す。

表7.4 ARLISS2024主な参加費用

分類	金額	備考
CanSat開発費	415,020円	内113,428円公費
国内投下試験参加費	30,000円	
ARLISS2024参加費	165,000円	5人分
打上費	1,200USD	2回分（内1回分は公費）
トイレ/砂漠使用料	375USD	5人5日分
宿泊費	(GSR)517,640円 (Brunos Motel)2,090USD	前泊後泊，大会期間中10人分
レンタカー代	144,859円	7人乗り7日間
ガソリン代	71USD	給油1回分
航空券	1,078,850円	5人往復分
海外旅行保険	57,420円	5人17日分

上記に加え食費，現地での生活用品購入等で諸費用がかかる。円安×物価高のためARLISS2024に参加する金銭的なハードルは高かった。しかし，金銭的な理由のみでARLISSへの参加を断念することはあって欲しくない。ARLISS2024においては，学生運営がクラウドファンディングを企画し，SNSを通じた各参加団体の活動紹介・CanSatやARLISSを認知してもらう活動に力を入れていた。結果として目標金額を達成することができ，支援金は各参加団体の参加費用の負担軽減へと繋がる予定だ。この場を借りてARLISS2024に関わったすべての人たちに感謝申し上げたい。

第8章 まとめ

第8.1節 工夫点・努力した点

【全体・マネジメント】

- WBSに対しRAM管理を行い，人員配置と役割，責任の分担を明確にしたことで，各人が主体的に開発する体制をとることができた。
- 開発に時間を割くことができない予定をカレンダーの共有で把握し，無理なスケジュールを押し付けなかった。
- 現地では疲労からパフォーマンスが低下するため事前に組合手順書を作成した。

- ときには締め切りに間に合わせるために気合を入れて徹夜をする。現地で発生した問題へ対処できる準備が万全であり、打上に向けてミッション達成度を高めるための改善に時間を割くことができた。

【構造系】

- 本CanSatは新規開発の搭載機構が多く、開発当初に質量のリソースを見積ることが困難であった。このためすべての構造物において小型軽量化が求められた。特に展開機構においては既存の部品に縛られないアイデアで軽量化に成功した。当初はバネヒンジによる展開を考えていたが、質量を大幅に超えたためコンベックスを用いた展開機構に変更した。軽量化を実現しつつ、打上や着地の過酷な環境に耐えるため親機の構造は主に比強度の高いCFRPの板材を用いた。これらをボルト・ナットやアルミニウム合金製のコの字型梁、ステンレス製のL字ブラケットで接続し、Onigiri面に成人男性が乗っても壊れない強固な親機の構造を実現した。親機の内部の大きさはそこに入るすべてのものの大きさに制約をかけるため、開発当初に決定した後は動かさなかった。着地時に姿勢が一意に定まるようモックアップを用いて実験によって親機の外側の形状を最適化した。小型で親機に比べ弱い子機を守るため、展開面内部にはクッションを貼り衝撃吸収性を確保した。子機収納部は脱出も容易に行えなくてはならないため、クッションに滑り性を向上させるニトフロン粘着テープを用いた。CFRPは電波を遮蔽する可能性があるためGPSを受信できるように取り付け窓を設けたほか、ボルト用の通し穴や肉抜きは対称性を持たせるようにした。
- 子機は最小化された基板に合わせて小型軽量にし、かつ轍での走破性や衝撃吸収性をタイヤによって確保した。特に小型で高トルクのモータの選定は子機全体の小型軽量化に繋がった。
- 親機と子機の重量バランスを、CADを用いて考えるとともに、重心バランスについてもよく議論できた。その甲斐もあり子機の走行中に親機が動いてしまうことや、子機が走行中に砂漠の風により飛ばされてしまうことなどを防止することができた。

【電装系】

- 親機と子機の2機で構成されたCanSatであり、さらに移動機構に加え、展開やストリング機構などの駆動系が多いため、電装部分をなるべく小型化する必要があった。子機のコンピュータには表面実装型のPICマイコンを使用し、なるべく小さいサイズの部品を基板に実装することで、電装基板の小型化を実現し、質量や体積のレギュレーションを満たすことにつながった。また、ソフトウェアに関しては、親機と子機の無線通信による走行制御に大きく労力を割いた。本CanSatはストリングの巻取りや巻き出しを行う為に、ソフトウェアのミスにより、子機のタイヤや親機リールのモータ制御を間違ったり、地面状況によって

子機の走行が変化したりすると、ストリングの絡まりの発生につながり、ミッション続行が不可能になってしまう。そのため、親機が無線通信により子機を誘導するうえで、相互通信でACKのやり取りを行い、通信のミスが起こりにくい設計を心掛けた。また、砂地、コンクリート、体育館、現地にて走行試験を繰り返すことで、ストリングの絡まりが最も起こりにくいモータ回転数等のパラメータチューニングに注力した。

第8.2節 課題点

【全体・マネジメント】

- 週一回の定例会議以外に全員で開発に取り組む時間を設定してもよかった。高い頻度で進捗をすり合わせる事ができたと思われる。
- オンラインのコミュニケーションツールにはDiscordを用いた。スレッドでの会話も全員に通知されるが、これは良い点でも悪い点でもある。さらに通知が遅いまたは来ない場合もあるため、即レスを求める連絡手段としては向いていないと思われる。返信がなかった場合の二次連絡系統を決めていたことは良かった。
- CanSatの開発にかかる予算を決めていなかったため、開発費が高額になった。新規開発の搭載機構が多く、予算を見積ることが困難であったことが理由である。購入した部品の中には結果的に不要となったものが多くある。本番に向けては物品が足りているか在庫管理をすること、発注納品までのリードタイムを考慮して購入することで、余裕を持った準備に繋がる。
- 親機及び子機の組立て手順書は作成していたものの、作成に充てられる時間が少なかったため、主に組立てのみしか記載できていなかった。手順書に生じやすいミス及びその影響を記載することができていれば、1回目の打上試験で生じたようなマーカー落下機構における固定部分の歪みを防ぐことができたかもしれないと考えるが、製作時間の制約もあったため、機体の製作と手順書等の取り纏めのバランスをとることが必要であると考え。

【構造系】

- 振動試験機を使うことのできる時間、場所、環境は限られているため、振動試験の結果問題が発生すると再試験まで時間がかかってしまう。特にハードウェア側で問題が発生しないよう振動試験に至るまでの試験で不安要素は払拭する。振動に耐え、キャリアへの収納状態を維持するための構造は複雑にしないことが大切と考えられる。
- 現地の環境を想定した試験の不足はミッションの達成度や現地での不具合に影響する。特に気候面で低気圧や乾燥地帯の大気、地面を日本で再現することは困難であるが第7.3節の記述のように環境の違いは想定外の事態に繋がる可能性がある。経験者から話を聞いた

り、想像力を働かせたりすることで日本と現地で異なる事態を想定する必要があることを実感した。

- 今回大きな問題に繋がらなかったが、展開収納用に用いたテグスには引張とせん断両方向の力がかかっていた。テグスは引張に強いがせん断に弱いため、張力がかかった状態であると容易に破断する可能性はあった。なるべくこのような一つの部品に様々な方向の力が作用する構造は避けるべきである。
- マーカー落下機構における回転部分と固定部分のマージンを増やす必要があると考える。1回目の打上試験でマーカーが1個しか落下できなかった原因として、回転部分と固定部分の干渉が挙げられるためである。
- スtringの絡まりに関して、構造的にもソフトウェア的にも最後まで不安要素をゼロにすることは難しかった。釣り具においても常時Stringの絡まりは発生すると思われる。細いStringの絡まりを発生させない抜本的なアイデアはこれからも考える余地がある。
- 本CanSatは搭載機構が多く組み立てに時間がかかった。組み立てしやすい構造、ボルト・ナットやコネクタの配置にすることで組立者にかかる負担を軽減する工夫を施す余地がある。

【電装系】

- 電装系開発を行う上で、電源系のトラブルに最も苦戦し、ソフトウェア開発の大幅な遅延に繋がってしまった。Raspberry Pi Zero Wの消費電力の大きさや、発生する電氣的なノイズの影響で、Raspberry Pi Zero WやGNSSセンサが想定通りに使用できないといったトラブルが発生し、消費電力の削減や電源系統の分断を行なうことで解決したものの、スケールに大きな遅れが発生し、ソフトウェアの開発を本番直前まで行うこととなってしまった。設計段階で今まで以上に詳細な消費電力の見直しをつけ、十分なマージンを取ったコンピュータや電装部品を選定することで、今後このような重大なトラブルを避ける必要がある。

第8.3節 今後の展望

【全体・マネジメント】

- 今回チームメンバーの都合上、CanSat開発にリソースを割くことができる人員が減少する場面があった。その中でもチームを動かすには役割とタスクが属人化しないことが必要で、進捗を分かりやすく記録する工夫が求められる。このためにはファイルや関数の命名を分かりやすく、ひいては規格化することが挙げられる。さらにプログラムや設計シート、部品の選定・発注においては、コメントアウトやフローチャートでの図解によって第

三者が何をどのような意図で行っているか理解しやすい工夫をすることが必要と考えられる。役割とタスクが属人化しないため開発と同時に日々の進捗を記述する文書を作成することは、引き継ぎを容易にする。またオンラインツールはリモートワークを可能するため積極的に活用する。今後は国内や海外の離れた場所に居る人など、一つの組織に縛られずに柔軟なチームを編成することが可能になると考えられる。このためにはハードウェアを製作して統合する場所や機会を明確にする必要がある。

【構造系】

- 人の手による製作精度を上げることで、FMごとに有意な個体差を生まない。また人の手によって有意な個体差が発生する製作方法、ひいては設計を見直す。
- 振動試験の機会は限られるため、振動試験後に致命的な機能損失が起こらないようハードウェア・ソフトウェア両面で事前の試験を重ねる。

【電装系】

- 本CanSatは子機の位置推定にストリングを巻いたリールの回転数と、ストリングの向きに伴って回転するボリュームが出力するアナログ電圧値を使用した。しかしリールに巻かれているストリングの径が常に一定でない、ボリュームの向きとストリングの向きが完全には一致しないなどの影響で、必然的に多少の誤差が生じてしまう。本ミッションでは1m以下の誤差を目標としたが、実際の建設現場ではcmオーダーの誤差でさえ許されない。そのため推定精度向上に向け今後は、測定機構のハードウェア的改良だけでなく、ソフトウェアの面から測定誤差をカバーする必要がある。また、本CanSatの子機は小型化の点から処理能力に限界のあるPICマイコンを使用し、子機自身の自己位置推定は殆ど行えなかった。今後さらなる高精度、高信頼性なミッションを行う上では、ストリング機構に加え、子機自身のIMUやLiDARによる自己位置推定が必須となるだろう。