

ARLISS2022 報告書

提出日:2022年 11月 21日

- 審査教員

審査教員氏名	
メールアドレス	
審査コメント	各コメントを御覧ください。安全に関しては、待機シーケンスのタイムアウトについて見直すべき点がありますので、ご確認ください。また、振動試験の中でネジが緩んだ件については、その安全性を再確認してください。ミッションの成否については、本文書の説明の範疇では、ナビゲーションがうまく機能する見込みは確認できませんでした。引き続き試験中とのことですが、改善することを願っています。
その他一言	

- チーム情報

CanSatチーム名	電気通信大学 高玉研究室 チームHodr
CanSatチーム 代表者情報	谷津直弥 08028273076, naoya990506@gmail.com
UNISEC団体名	電気通信大学 高玉研究室
UNISEC団体 学生代表	空閑智也 t_kuga@cas.lab.uec.ac.jp, 090-1268-2024
責任教員	高玉研究室 keiki@inf.uec.ac.jp, 電話番号
CanSatクラス	Open Class

- メンバー

役割	名前(学年, 経験年数)
リーダー兼ソフト班	谷津 直弥(M1, 経験2年目)
ハード班	前川 裕介(M2, 経験3年目)
ハード班	白石 洋輝(M2, 経験3年目)
ハード班	蒲原 伶於(B4, 経験1年目)
ハード班	前川 恭介(B2, 経験2年目)

ソフト班	古屋 敬祐(M2, 経験2年目)
ソフト班	亀谷 長太(M1, 経験1年目)
ソフト班	植木 駿介(B4, 経験1年目)
回路班	新谷 大樹(B4, 経験1年目)
回路班	平野 晶也(B2, 経験2年目)

目次

第1章	ミッションステートメント(簡潔に文章でミッション定義)
第2章	サクセスクライテリア
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	工程管理, ガントチャート作成(スプレッドシートを推奨)
第8章	責任教員の所感
第9章	大会結果報告
第10章	まとめ

Ω

第1章 ミッションステートメント

1.1 ミッションステートメント

ミッションステートメントとはミッションの目標を背景・根拠とともに明確に述べたものです

本ミッションはホイールオドメトリと、その誤差を補完するキャリブレーションアルゴリズムの組み合わせによる自己位置推定を行うCanSatを提案し、地球以外のGPS※や地磁気の情報を使うことができない未知の環境でも、初期位置からの相対座標と相対角度によって任意の目的地点までのナビゲーション制御を実現する手法を確立する。

ホイールオドメトリはモーターエンコーダによるタイヤの回転量を計算することで車体の走行経路・角度を推定する自己位置推定手法である。タイヤの回転量のみで容易に位置を推定できるため、月などの未知環境でも適用することができる。しかしホイールオドメトリ単体では地面の凹凸による車体の角度のずれや空転を検知することができず、そこから生まれた誤差が積み重なることで大きな誤差となり、CanSatの①方位推定と②現在座標推定に致命的なずれが生じることが問題として挙がる。

これらの誤差を補正する方法は様々なものが存在するが、地球での使用を想定したものが多く、GPSで現在座標を獲得することで位置を補正する手法や、高性能な9軸センサによって方位を補正する手法が一般的である。しかしこれらは極の惑星や、衛星を使用できない環境では使用することができない。

そこで、本ミッションでは未知の惑星環境を想定し、カメラを用いたランドマークベースの自己位置推定法として用いられるskyline法と通信局からのLoRaの電波強度による距離推定を組み合わせることでホイールオドメトリによって生じた誤差を修正する。skyline法ではCanSatで撮影した風景画像を、着陸地点で撮影した画像に対して特徴量マッチングを行い、どの程度画像が移動したかを計算することでCanSatの①方位推定値を置き換える。また、八木アンテナによって指向性を持たせた通信局から、アンテナの向いている方向を受信することで、アンテナの方向と受信した電波の電波強度から②現在座標推定の誤差をフィルターにより補正する。

この手法により、未知の惑星環境においても、通信局を一台設置することで通信局が通信可能な区域においては探索されていなかった場所を指定し、CanSatで探索することが可能となることが期待される。

※なお、本書では座標を取得するGNSSをGPSとして表記する

1.2 ミッションシーケンス

図1.2.1にミッションシーケンスの概要を示す。

以下にミッションシーケンスの概説を示す。なお、シーケンス内の細かい制御等は後述の4.4節のシーケンスフロー及び各種アルゴリズムにて詳細を記す。

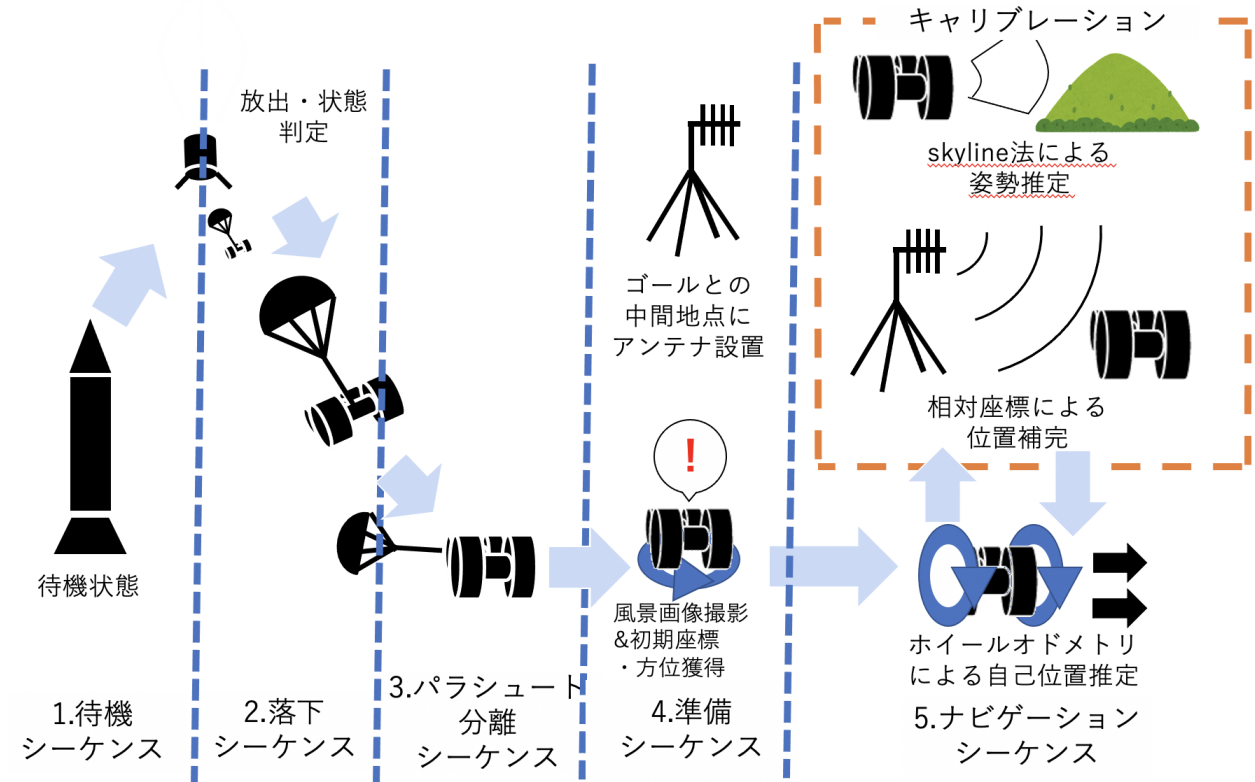


図1.2.1 ミッションシーケンスの概要図

1. 待機シーケンス
CanSatを収納したキャリアをロケットに搭載し、打ち上げる。
2. 落下シーケンス
空中でロケットのキャリアからCanSatが放出され、パラシュートで降下する。
3. パラシュート分離シーケンス
CanSatが地上に着陸し、パラシュートを分離する。
4. 準備シーケンス
落下地点の現在位置と方位をGPSによって取得する。※このミッションでは初期座標と初期の方位はピンポイント着陸によって指定することが可能であることを前提として行う。
その後、ナビゲーションシーケンス内のキャリブレーションで使用する周囲の風景画像を撮影する
また、並行して通信局が事前に設置されていることを想定し、ゴール地点とCanSat落下地点の中間地点に通信局を人力で設置する。
5. ナビゲーションシーケンス
ホイールオドメトリを用い、※ゴール地点までのナビゲーション走行を行う(GPSレス、地磁気レス)。その中で一定距離を走行後、累積した誤差をskyline法による姿勢推定＋通信局からの相対座標による位置情報によってキャリブレーションする。

※ゴール地点に関して

本ミッションでは通信局の通信可能距離の関係でゴールコーンではなく、仮想で設置したゴールに向かう。仮想で設置するゴールの算出方法は図1.2.2のように、①CanSatの落下地点とゴールコーンを結んだ直線上で、②CanSatから1km離れた地点を仮想のゴールとして設定する。以降、本審査書ではゴールは仮

想ゴール地点のことを示す。

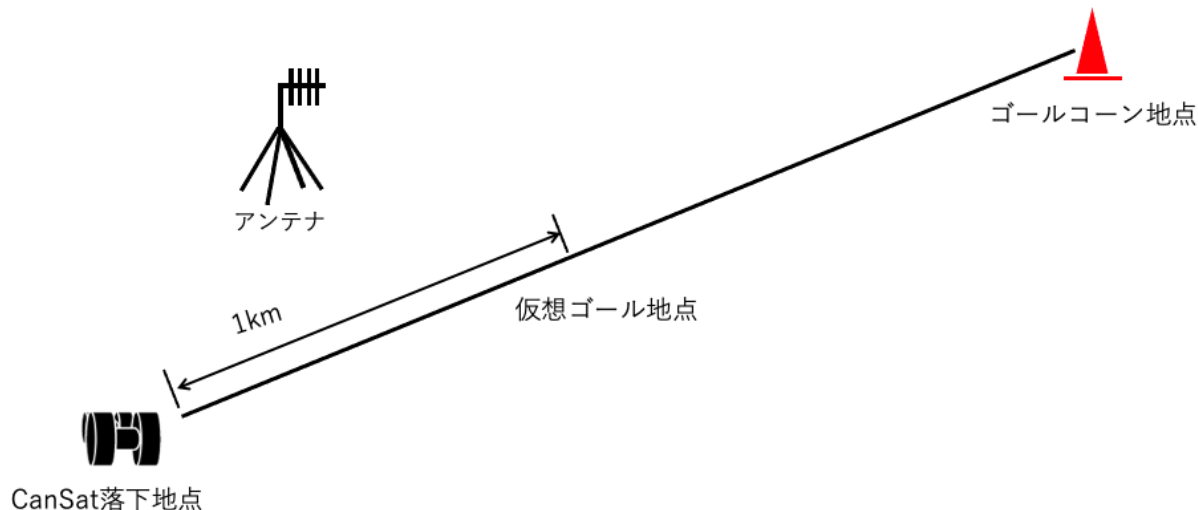


図1.2.2 仮想ゴールの設定場所

第2章 サクセスクライテリア

	内容	評価方法
Minimum success	着地後、パラシュートを切り離し、ナビゲーションに必要な準備のための状態に移移する。	準備シーケンスに入ることができる
Middle success	ナビゲーション走行のために必要な以下の3点を達成できる。 1. skyline法を実現するためのCanSatの周囲360°画像を獲得する。 2. 通信局との通信を確立する。 3. 自己位置を行い、その結果をもとにゴール地点方向へCanSatが走行を開始できる。	1. 準備シーケンス内の写真撮影を完了できる。 2. 通信局から送られてきた信号をローバープログラムにて観測できる。 3. ナビゲーション走行を開始できる。
Full success	1. skyline法によってオドメトリの方位誤差を修正できる 2. 電波強度によりオドメトリの座標誤差を修正できる	1. skyline法により推定した方位が9軸センサによって算出した角度と比較して平均±45度以下で、CanSatの方位を修正できる。 2. 全ての試行において、電波強度により推定した座標によって自身の座標を、GPSセンサによって獲得した座標に近づけることができる。

Extra success	事前に実施した (V18) 電波強度による相対座標算出試験をもとに導出した精度でゴール地点付近に到達する.	skyline法によるCanSat方位推定試験と, 電波強度による相対座標算出試験によって求められたゴール付近の半径20[m]内にナビゲーション走行で到達できるかどうか.
---------------	--	--

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試験を実施できしており, 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	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

M2	CanSatが環境の悪い地面において走行可能であることを試験で確認出来ている
M3	ミッション達成に必要な時間を十分に走行可能であることを試験で確認できている
M4	CanSatが反転・復帰した時に通常の走行姿勢に復帰できることを試験で確認できている
M5	通信局とCanSat間の通信が確立し、CanSatが通信局から送られてきた情報を正常に受信できることを試験で確認できている。
M6	ホイールオドメトリによりCanSatの走行経路を算出でき、またその走行経路を実際に走行して得られた走行経路と比較して評価できることを試験で確認できている。
M7	skyline法によりCanSatの方位を推定でき、またその推定結果を地磁気センサから得られた実際の角度と比較して、走行可能な誤差角度を試験で確認できている。
M8	CanSatが通信局から受信した電波強度から相対位置を推定でき、またその推定結果をGPSによって得られた実際の座標と比較して、走行可能な誤差距離を試験で確認できている。
M9	上記M5～M8の内容を融合させてナビゲーション走行ができることを確認できている。
M10	ミッション後、規定された制御履歴レポートを運営者へ提出する準備ができている

第4章 システム仕様

4.1 機体外観

CanSatの全体像を前方・後方から撮影したものをそれぞれ図4.1.1, 図4.1.2に示す. また, CanSatの直径, 高さ, 質量を表4.1.1に, 計測の様子を図4.1.3, 図4.1.4, 図4.1.5に示す. また, スタビライザやアンテナ展開後の機体の寸法を同表および図4.1.6, 図4.1.7に示す. 本ミッションにおいては, タイヤの回転量をモータエンコーダによって正確に把握できるようにすることが求められる. そのため, タイヤには空転を防ぐためのスパイクを取り付けている. 中央部に付いているサーボモータは機体の姿勢制御を行うためだけでなく, スタック脱出機構・パラシュート切り離し機構としての役割を担っている.

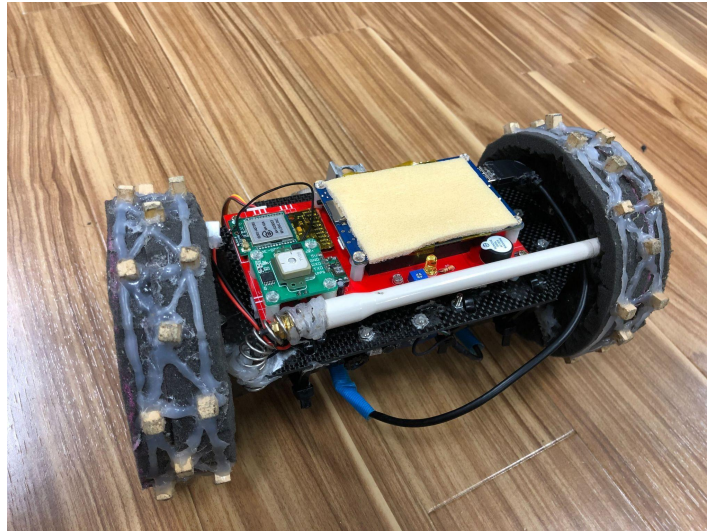


図4.1.1 CanSatの外観:前方

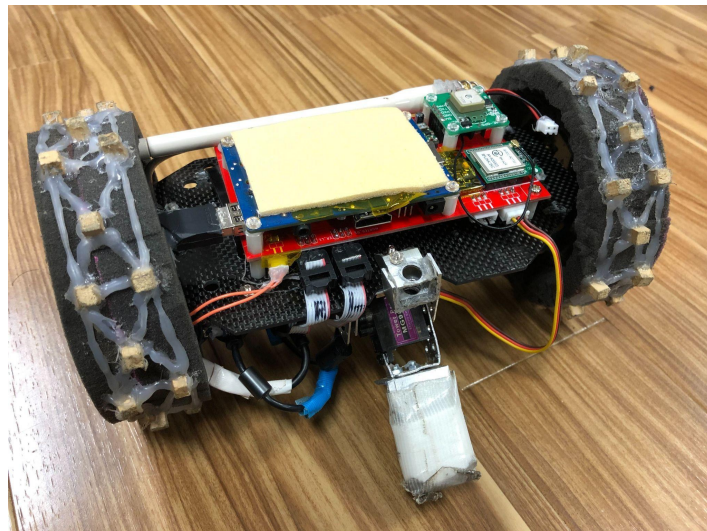


図4.1.2 CanSatの外観:後方

表4.1.1 CanSatの直径, 高さ, 質量

展開前	直径[mm]	138
	高さ[mm]	238
展開後	全長(アンテナ展開)[mm]	276
	全長(スタビライザ展開)[mm]	180
	質量[g]	956



図4.1.3 機体の直径

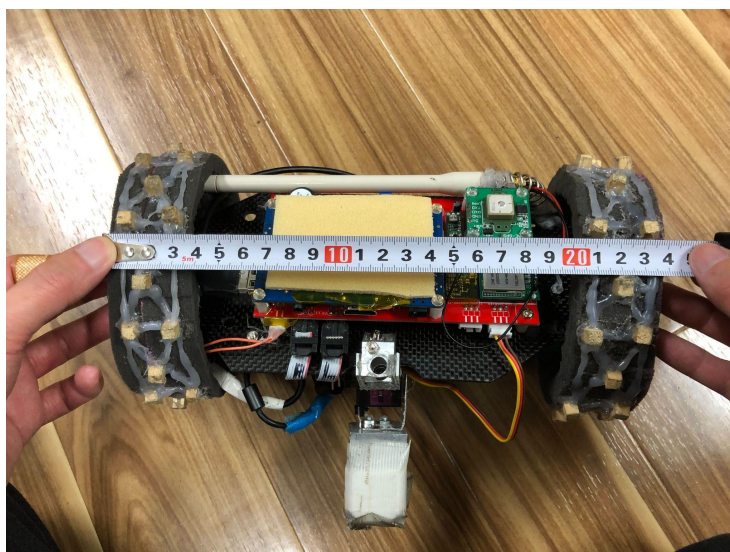


図4.1.4 機体の高さ(横幅)

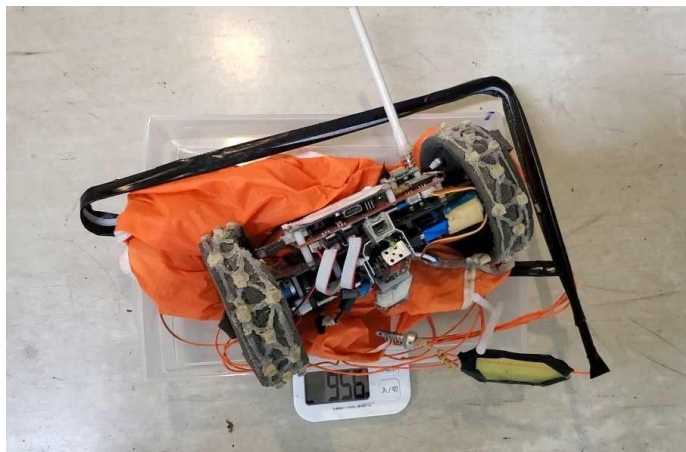


図4.1.5 機体の重量 (956gを示している)

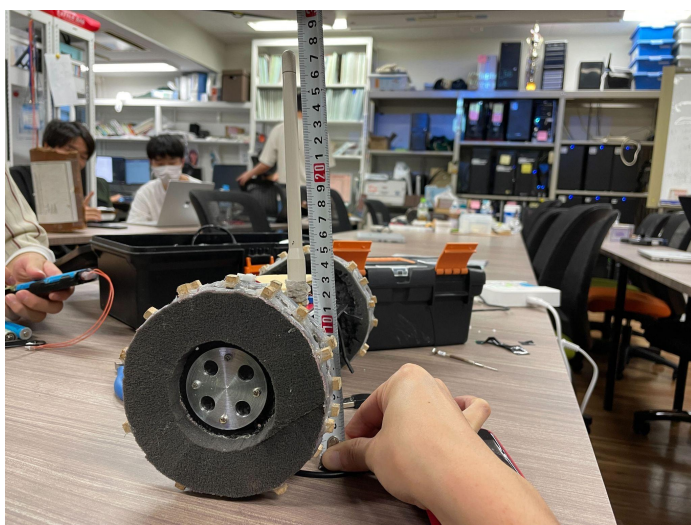


図4.1.6 アンテナ展開後の機体の全長

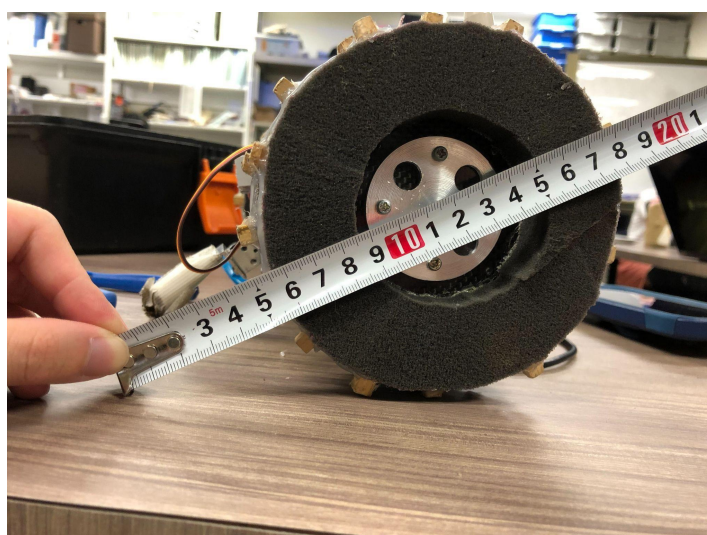


図4.1.7 スタビライザ展開後の機体の全長

4.2 機体内観・機構

図4.2.1および図4.2.2はCanSatのシャーシ(機体の基礎となるカーボン板)の上部・中部を示している。ここには回路基板・マイコン・GPSセンサ・アンテナ・回路用電源(リチウムイオンポリマー電池)を設置している。各要素の具体的な役割については後述する。

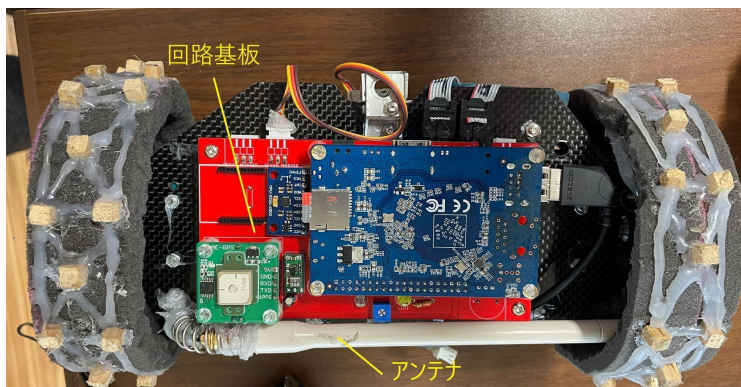


図4.2.1 シャーシ上部

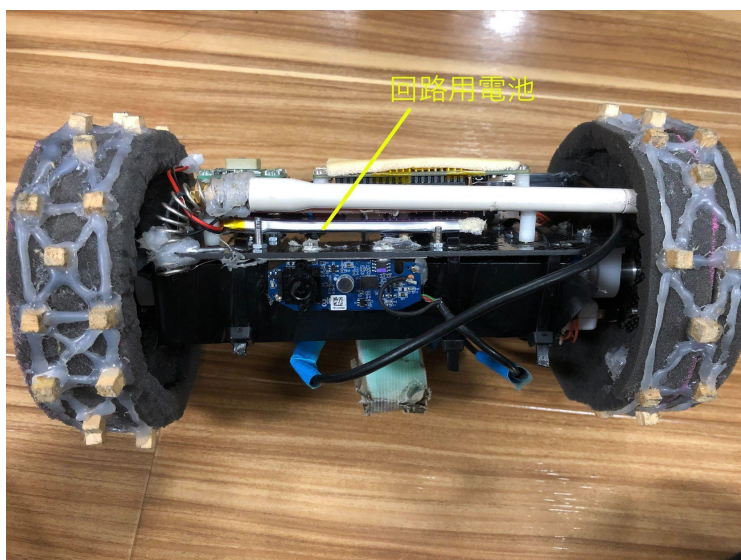


図4.2.2 シャーシ中部

図4.2.3はCanSatのシャーシ下部を示しており、ここにはモータ2台、カメラ、モータ用電源・Orange Piの推論処理高速化のための外付けデバイスであるUSBアクセラレータ・USBハブ・姿勢制御およびパラシュート切り離しのためのスタビライザサーボモータを設置している。画像右側のモータは、画像左側のモータと対称の位置になるように、USBハブの下に設置されている。

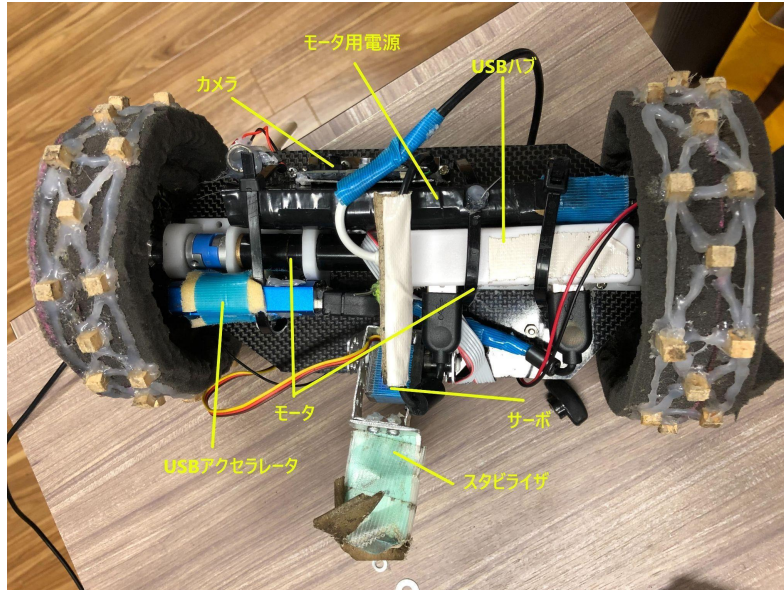


図4.2.3 シャーシ下部

Cansatの機構を以下に示す.

- パラシュート切り離し機構

減速機構であるパラシュート切り離し機構を図4.2.4に示す. パラシュートの切り離しは, CanSat後方に取り付けられているサーボモータを活用して行う.

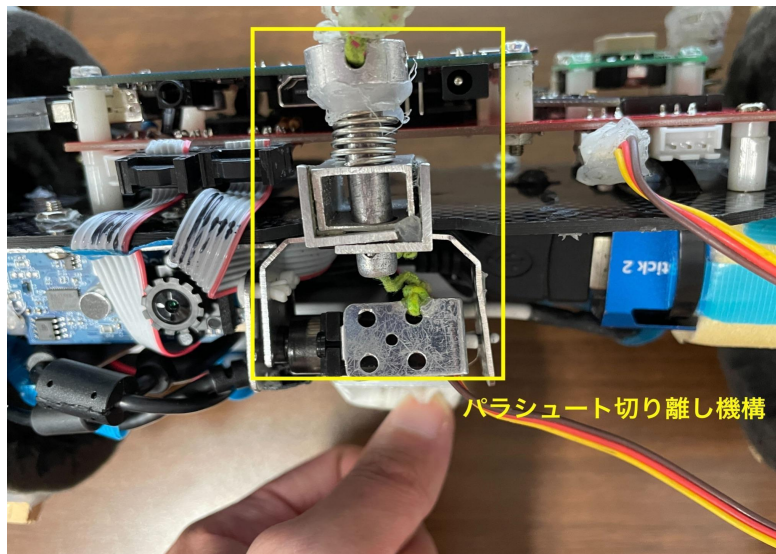


図4.2.4 パラシュート切り離し機構

パラシュート切り離し機構の動作について, 模式図を用いて説明する. この機構は, パラシュートピン, スプリング, 直方体アルミパーツ, 釘で構成されている(図4.2.4). パラシュートの紐はパラシュートピンに繋がれており, パラシュートピンは直方体アルミパーツに空けた穴に挿入されている. また, スプリングはパラシュートピンに取り付けられている. パラシュートピンにはスプリングが縮むことによる反発力が発生している. 反発力は直方体アルミパーツから抜ける方向に加わるため, 釘をパラシュートピンの先端の貫通した穴に挿すことによってパラシュートピンが外れるのを阻止している. 釘は紐を介してスタビライザサーボモータに取り付けられている.

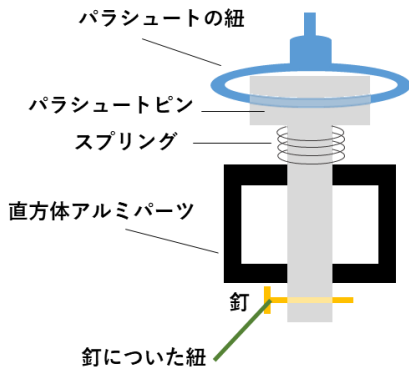


図4.2.5 パラシュート切り離し前

パラシュート切り離し時の様子を図4.2.6に示す。スタビライザのサーボモータが動作し、釘についた紐を引くことによって、パラシュートピンに挿されていた釘を引き抜く。

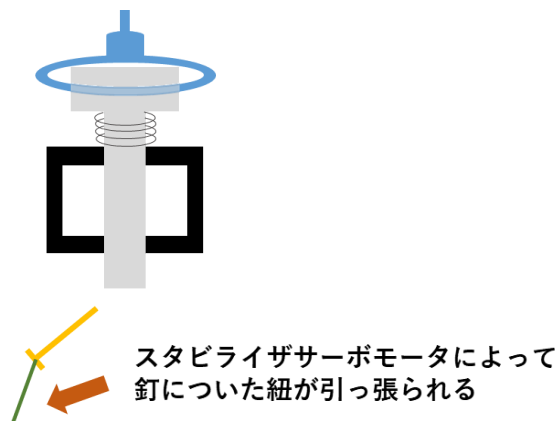


図4.2.6 パラシュート切り離し時

パラシュート切り離し後の様子を図4.2.7に示す。釘によるストッパーが外れることによりスプリングの反発力が作用し、パラシュートが取り付けであるパラシュートピンが直方体アルミパーツから外れる。この際、スプリングの反発力によってパラシュートピンはCanSatから離れた位置まで飛ばされる。

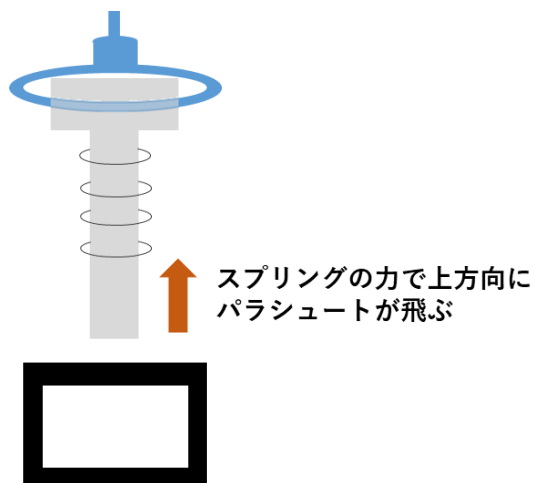


図4.2.7 パラシュート切り離し後

● アンテナ展開機構

アンテナ展開機構を図4.2.8に示す。アンテナの展開は、シャーシに取り付けられているスプリングを活用して行う。

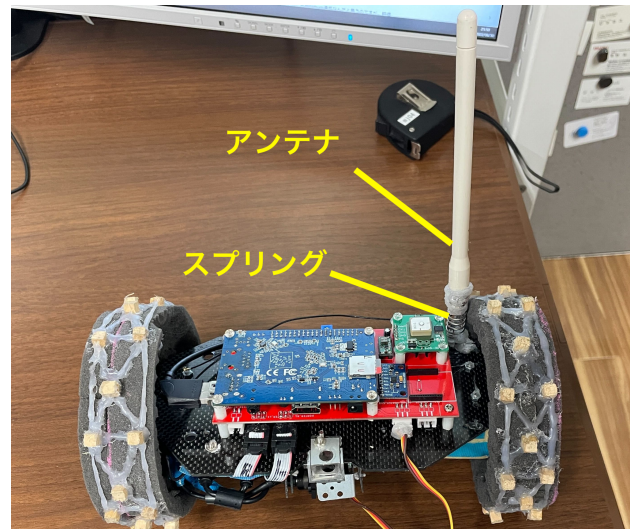


図4.2.8 アンテナ展開機構

アンテナ下部に取り付けたスプリングを曲げ、アンテナの先端部をタイヤ内側にひっかけて収納する(図4.2.9).

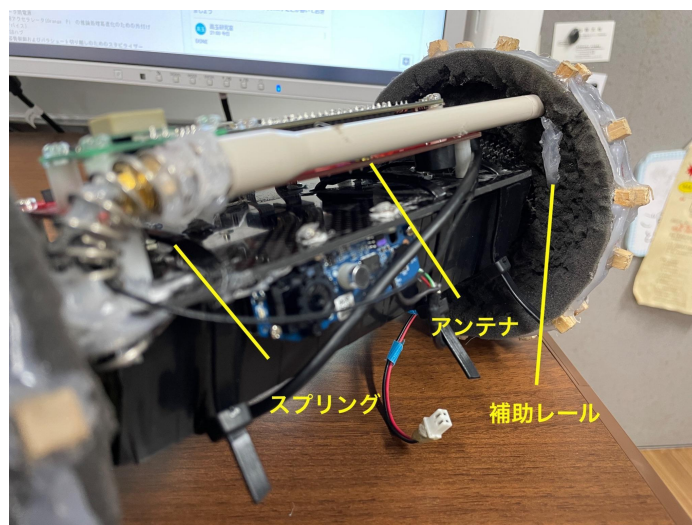


図4.2.9 アンテナの収納

収納されたアンテナは、タイヤ内側の補助レールに沿ってCanSatが前進することにより展開される(図4.2.10).



図4.2.10 アンテナの展開

4.3 搭載計器

4.3.1 システム図(機体及び通信局搭載計器仕様一覧)

ミッションシーケンスの各フェーズにおいて、CanSatはGPSセンサ、9軸センサ(加速度、ジャイロ、地磁気)、気圧センサ、光センサ、モータエンコーダ、Webカメラ、LoRa通信モジュールから得られる値を入力として機体の状態を判定し、モータ、サーボモータ、LED、ブザーを制御し行動する。通信局はGPSセンサ、9軸センサから得られた情報を、LoRa通信モジュールを用いて八木アンテナを回転させながら通信する。本ミッションでは、自己位置推定を行うCanSatの累積誤差をキャリブレーションするために通信局を用いる。図4.3.1に通信局の外観を記載する。このアンテナの右下部にアンテナ制御用のマイコン(CanSat本体と同じOrange Pi PC2を使用)と回路基板が搭載されている。アンテナの中央部にモーターが搭載されており、このモーターにパワーが入ることでアンテナが回転する。

図4.3.2はCanSatのシステム図であり、センサからOrange Piに向いている矢印がセンサからの入力を表し、Orange Piから、センサに向いている矢印が各センサの制御を表す。赤矢印は電源供給を表し、黒矢印は制御や通信を表す。

図4.3.3は通信局のシステム図であり、図4.3.2と同様にOrange Piから各センサ制御をどのように行うかを示す。

表4.3.1に本ミッションで使用する搭載計器仕様一覧表を示す。

本ミッションでは環境情報を取得する各センサについて以下のように用いる。

※1. GPSでの初期座標取得に関して

本ミッションではSLIMのような技術によって指定地点に投下でき、落下地点の初期座標は使用することができるという想定である。しかしARLISSでは、ロケットによってフィールド内のランダムな場所に落下させる都合上、落下地点の指定は難しいため、本ミッションでは落下地点の初期GPS座標を取得する。通信局での通信可能範囲にアンテナを設置するミッションの設定上、通信局でも同様に初期座標を取得し、通信局がどこにあるかはCanSat側からわかることとする。

※2. 9軸による初期方位取得に関して

本ミッションでは初期地点におけるCanSatの車体は遠隔で知ることができるという想定である。ARLISSではロケットによってフィールド内のランダムな場所に落下させる都合上、落下地点におけるローパーの遠隔制御は数キロ離れた地点でPCとCanSatの通信を確立する必要がある。本ミッションの主題から逸れる機能(遠隔でCanSatを制御し、360°分の周囲の風景を撮影する機能)を実装する必要が出てくるため、初期方位のみ9軸を用いて操作する。しかしこれは360°の写真を撮影しているかを判定するのみで使用する。

CanSat

- GPSセンサ
 - 初期座標取得 ※1
 - 相対的な自己位置推定のための基準となる座標を取得
 - 評価用座標取得
 - 制御には使用しないが、本ミッションで推定した座標位置と実際の座標位置を比較し、どれだけ誤差が発生しているかを評価するために使用
- 9軸センサ
 - 初期方位取得 ※2
 - 相対的な方位推定のための基準となる方位を取得
 - 着地判定
 - 落下時と着地後の加速度が異なることを利用
 - スタック判定
 - 進行方向の加速度の変化を利用
 - 横転・反転判定
 - ジャイロの値からCanSatの横転・反転を判定するために使用
 - 評価用方位取得
 - 制御には使用しないが、本ミッションで推定した方位と実際の方位を比較し、どれだけ誤差が発生しているかを評価するために使用
- 気圧センサ
 - 着地判定
 - 落下中に気圧が大きく変化し、着地後は気圧変化が小さくなることを利用する
- 光センサ
 - キャリア放出判定
 - キャリアから放出されたことを判定
- LoRa
 - ロスト対策
 - 電波強度を利用した距離推定
 - メーカー純正の外付け半波長アンテナを使用
- Webカメラ
 - 姿勢制御
 - 地平線画像のマッチングを利用(ソフト)
 - ゴール検知
 - ゴールコーンを検知するための画像撮影に使用
- モータエンコーダ
 - 回転角取得
 - オドメトリのために利用
- USBアクセラレータ
 - ゴール検知
 - ゴールコーンを検知するための深層学習モデルの計算高速化のために使用

通信局

- GPSセンサ
 - ※1. 座標取得
 - CanSatと通信する送信局の座標を取得
- 9軸センサ
 - ※2. 地磁気取得

また、各モジュール(出力)については以下のように用いる。

CanSat

- 電子ブザー
 - CanSatがキャリアから放出された状態を判定
- DCモータ

- CanSatの走行制御
 - 前進
 - 後進
 - 方向転換(右左折)
- サーボ
 - パラシュート分離
 - 轍脱出
 - 反転復帰

通信局

- DCモータ
 - アンテナの回転
- LoRa+指向性アンテナ
 - 電波強度を利用した距離推定
 - 920[MHz]/250[mW]の無線局(LoRa)
 - 陸上移動局の登録局として運用
 - 電波法施行規則第33条の「簡易な操作」に該当するため無線従事者以外の者であっても運用可能

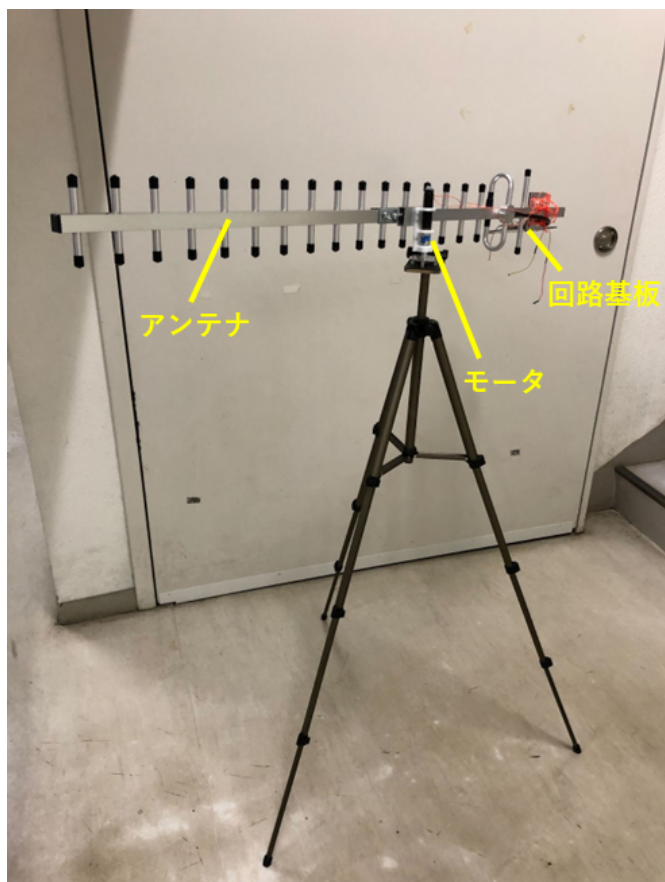


図4.3.1 通信局 画像でのアンテナ右部の根元に基盤が存在

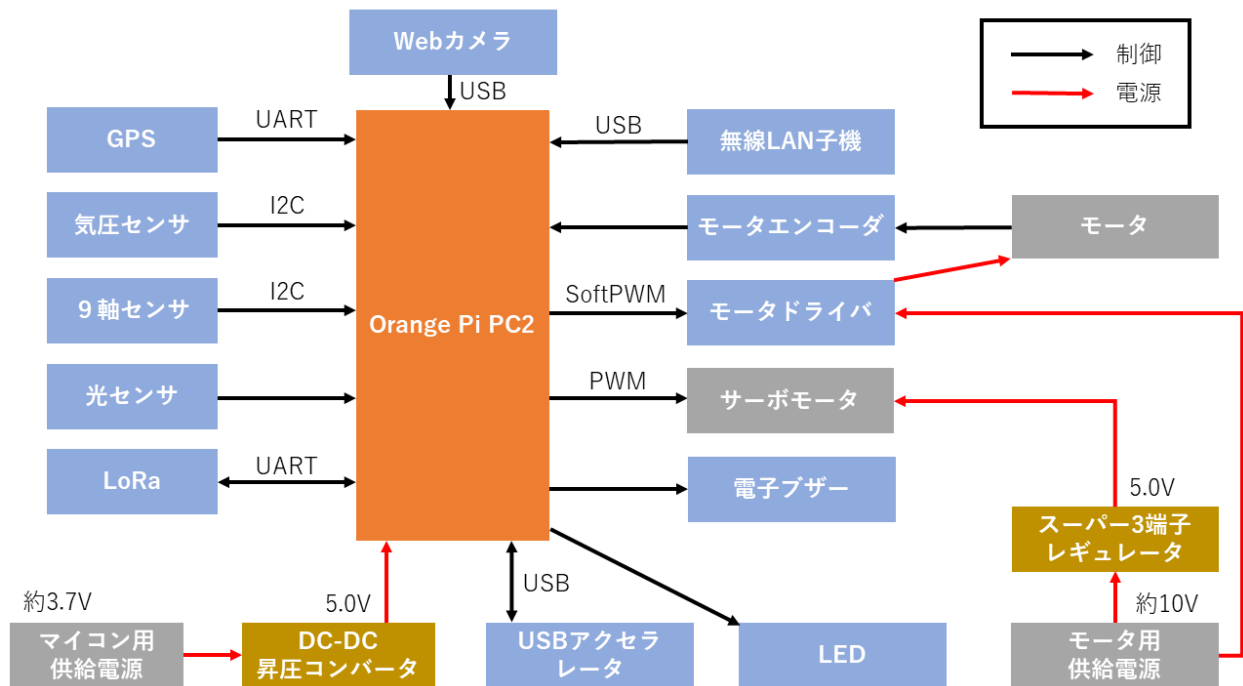


図4.3.2 CanSatのシステム図

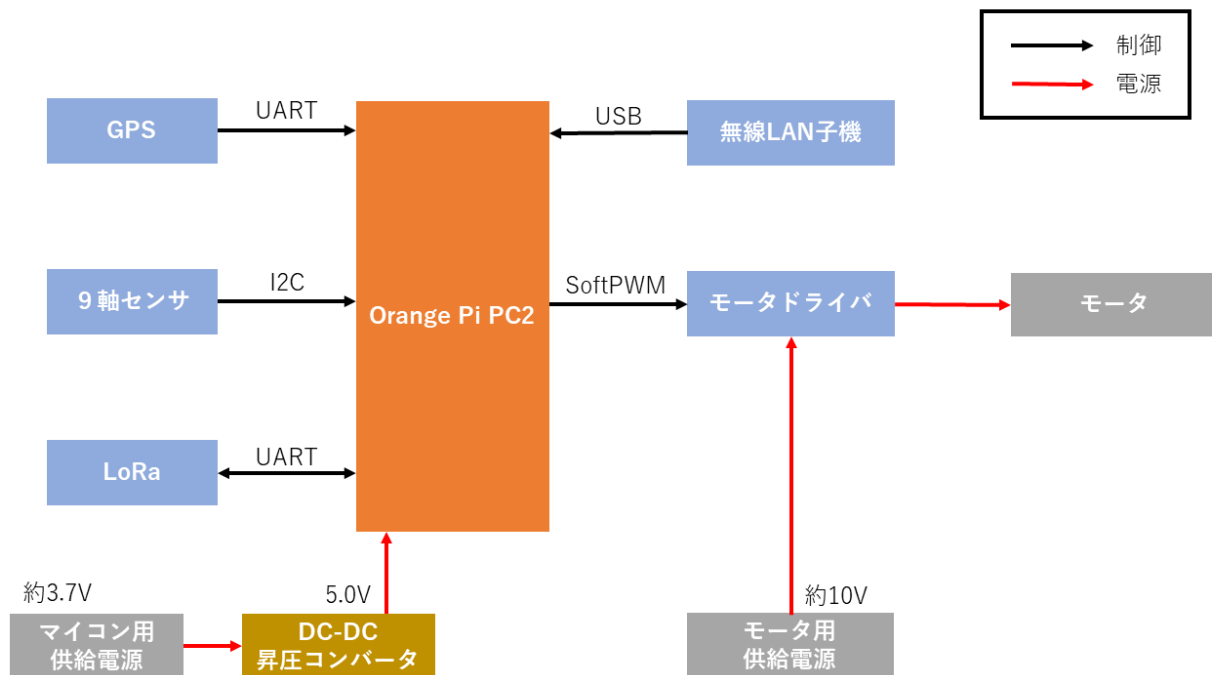


図4.3.3 通信局のシステム図

表4.3.1 機構仕様

計器名	型番	使用目的	入手先URL・参考情報等
マイコン	Orange Pi PC2	入出力値の計算, 及	http://www.orangepi.org/html

		び、ログデータの記録	/hardWare/computerAndMicrocontrollers/details/Orange-Pi-PC-2.html
GPSモジュール	GYSFDMAXB	GPS座標の取得	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09991/
モータドライバ	DRV8835	モータ制御	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09848/
モータ	118699	タイヤの回転	https://www.maxongroup.co.jp/maxon/view/product/motor/dcmotor/re/re16/118699
モータエンコーダ	201935	タイヤの回転数の測定	https://www.maxongroup.co.jp/maxon/view/product/sensor/encoder/Magnetische-Encoder/ENCODERM/ENCODER-MR-TYPM-32IMP-2-3KANAL/201935
パラシュート用サーボモータ	MG90S	パラシュートの切り離し	https://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-13227/
モータ用供給電源	12-2037	モータの電源供給	https://www.energizer.com/batteries/energizer-ultimate-lithium-batteries
マイコン用供給電源	5050100	マイコン及びセンサ類への電源供給	www.amazon.co.jp/dp/B09T6F9V3K
DC-DC昇圧コンバータ	TPS61230	マイコン用の供給電圧を5[V]に昇圧	https://strawberry-linux.com/catalog/items?code=16123
スーパー三端子レギュレータ	V7805-1000	モータ用の供給電圧をサーボモータの許容電圧範囲まで降圧する	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gM-06350/
9軸センサ	MPU9250	加速度, 地磁気, ジャイロ値の取得	https://www.amazon.co.jp/dp/B0154PM102/ref=cm_sw_em_r_mt_dp_U_Mzp.CbAD0E5HF
気圧センサ	BME280	着地判定	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gK-09421/
電子ブザー	PB04-SE12HPR	光検知中であるかどうかの把握	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gP-04497/
光センサ	MI527/MI5527	キャリアからの放出判定	http://akizukidenshi.com/catalog/g/gI-00110/

LoRa通信モジュール(CanSat)	RM-92A	通信局との電波強度を利用した距離推定，ロスト対策としての地上局との長距離通信	http://www.rflink.co.jp/index.html
LoRa通信モジュール(通信局)	RM-92C	電波強度を利用した距離推定	http://www.rflink.co.jp/index.html
Lora用アンテナ	ANT-92XB	Loraの通信受信	https://www.greenhouse-store.jp/smp/item/4511677115820.html
Webカメラ(前・後)	C270n	ゴールコーンの検知，地平線を利用した姿勢推定	www.amazon.co.jp/dp/B07QMKND9M
USBアクセラレータ	INTEL-NCSM2485DK	物体検知演算の補助	https://www.switch-science.com/catalog/4104/

4.3.2 使用電源

- 乾電池(モータ・サーボモータ用電源)
 - 品名
 - Energizer Ultimate Lithium AA Batteries
 - 型番
 - 12-2037
- リチウムイオンポリマー電池(マイコン用電源)
 - 品名
 - リチウムイオンポリマー電池 3.7[V] 4000[mAh]
 - 型番
 - 5050100
 - 取り扱い
 - 専用の容器に収納することで、電池を傷つけずに保管する。
 - 高温となる場所に保管しない。
 - 使用時は必ず、電池が膨らんでいないか、断線していないかを確認する。
 - 充電時に保護回路付きのものを使用するとともに、過充電しないように目を離さない。
 - CanSat搭載時は、外部からの衝撃が直接かからないスペースに搭載する。
 - また、ネジなどが当たらないように、リチウムイオンポリマー電池に保護用のシート作成し貼り付けてから搭載する。

4.4 シーケンスフロー及び各種アルゴリズム

4.4.1 シーケンスフロー

シーケンスのフローチャートに関して図4.4.1に示す。

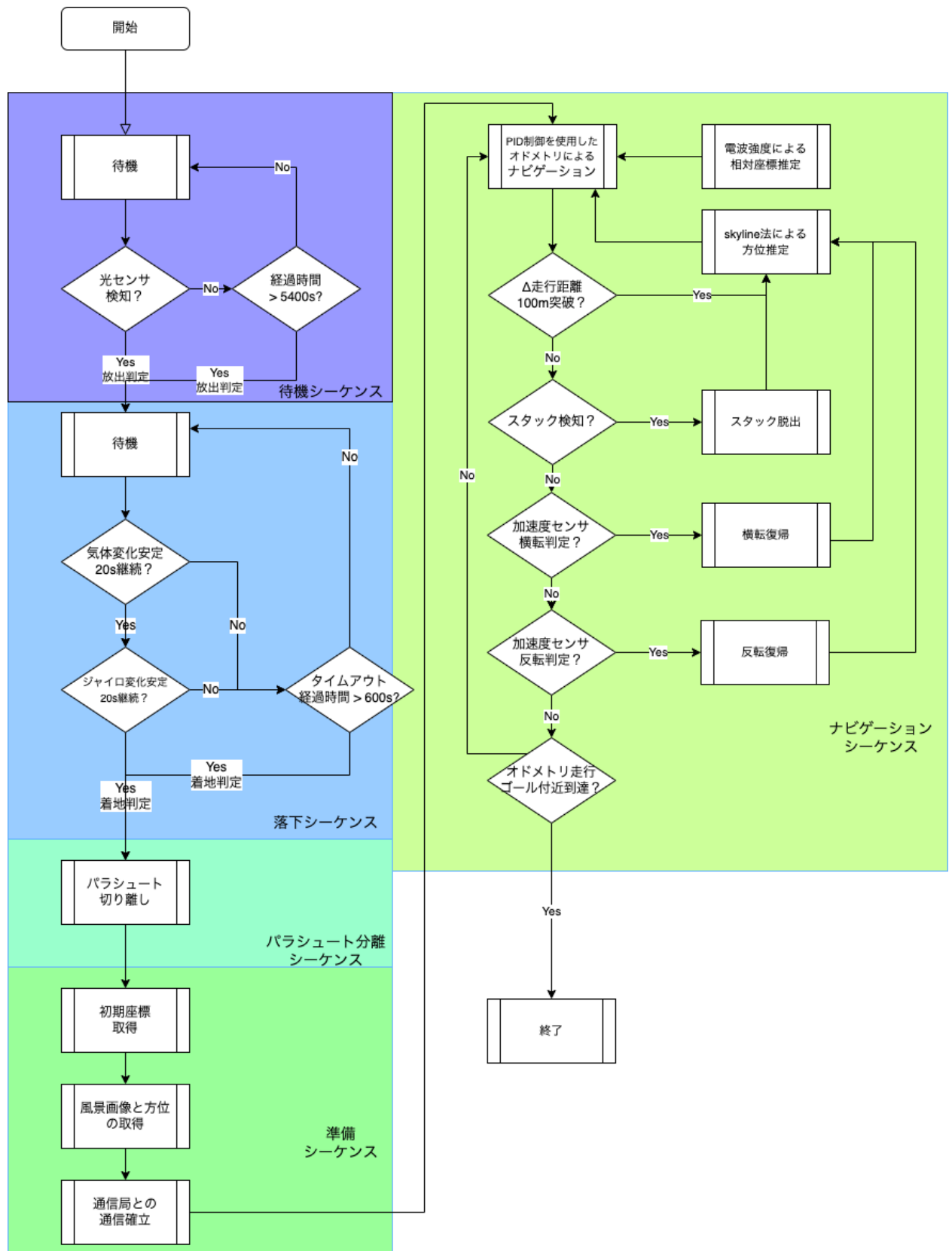


図4.4.1 シーケンスフローチャート

本ミッションで使用するプログラムは以下の5つのシーケンスを持つ。
以下に詳細を示す。なお、どのシーケンスにおいても適切なタイムアウトが設定されており、センサの故障など予想外のアクシデントにより、シーケンス移行のための判定条件に失敗しつづけたとしても、次の状態に移行する。

1. 待機シーケンス
2. 落下シーケンス
3. パラシュート分離シーケンス
4. 準備シーケンス
5. ナビゲーションシーケンス

1. 待機シーケンス

プログラムが開始するとこのシーケンスに移行する。この状態中、CanSatはキャリア内で待機していることを想定し、キャリアから放出されているか否かの放出判定をする。判定は光センサが光を10秒間検知した場合、CanSatが放出され、パラシュートが開いた状態と判定する。放出判定後、CanSatはキャリアから放出され空中落下している状態と判断し、プログラムは次の状態である落下シーケンスに移行する。放出判定されなかった場合でもタイムアウト判定(待機状態を開始してから※90分)により、落下シーケンスに移行する。

※タイムアウト判定に関して

本番ではロケット台にロケットを設置してからプログラムを起動する。ロケット台の上で90分待機することはよほどのことが無いとありえない。余程の悪天候の場合はロケットの打ち上げが困難であることが想定されるため、ロケット台からロケットを離しにいく予定である。そのためこのタイムアウトの作動によってキャリア内でCanSatが動くことはない。

2. 落下シーケンス

このシーケンスでは、CanSatはキャリアから放出され空中落下していることを想定し、地面に着地しているか否かの着地判定をする。下記の条件に従い、加速度センサと気圧センサの値の変位が十分に小さい場合に着地したと判定する。

- 条件1: 気圧センサの値の変化量がしきい値以下
 - $|\text{気圧センサの値の変化量}| < 6.0 \text{ [hPa]}$ を10秒継続。
- 条件2: ジャイロセンサの値の絶対値がしきい値以下
 - 以下の3つの条件を同時に10秒継続。
 - $|\text{ジャイロセンサx軸の値}| < 35.0 \text{ [deg/s]}$
 - $|\text{ジャイロセンサy軸の値}| < 35.0 \text{ [deg/s]}$
 - $|\text{ジャイロセンサz軸の値}| < 35.0 \text{ [deg/s]}$

着地判定後、パラシュート切り離しシーケンスに移行する。また、着地判定に失敗しつづけた場合でもタイムアウト(落下状態を開始してから10分)により、パラシュート切り離しシーケンスに移行する。

3. パラシュート分離シーケンス

このシーケンスではCanSatは着地していることを想定し、パラシュートをCanSatから切り離す処理をする。パラシュートはCanSat後方のスタビライザにピンで固定されており、モータの回転及びサーボモータの回転による切り離し処理によって切り離される。複数回切り離し処理が実行されると、パラシュート切り離しが完了されたとみなし、次のシーケンスに移行する。

4. 準備シーケンス

このシーケンスでは走行するために(1)初期座標獲得, (2)風景画像と方位の取得, (3)通信局との通信確立 の処理を行う。

(1)初期座標獲得

パラシュート分離後、GPSセンサと地磁気センサによって初期座標・方位を獲得する。

本ミッションではSLIMのような技術によって指定地点に投下でき、落下地点の初期座標は使用することができるという想定である。しかしARLISSではロケットによってフィールド内のランダムな場所に落下させる都合上、落下地点の指定は難しいため、本ミッションでは落下地点の初期GPS座標を取得する。方位も同様で、落下時は観測可能であるとする。

(2)風景画像と方位の取得

後述するskyline法による方位推定に使用する風景画像と方位が紐づいた画像セットを生成する。風景画像はCanSat前方と後方についているカメラを用いて、CanSatを旋回しながら周囲の写真を撮影することで獲得する。

(3)通信局との通信確立

並行して人間の手でCanSat落下地点と仮想ゴール地点の中間地点付近に通信局を持っていき、設置する。設置後に通信局のプログラムを起動し、CanSatとの通信を確立する。

5. ナビゲーションシーケンス

このシーケンスではPID制御を使用したホイールオドメトリによるナビゲーションと、ホイールオドメトリによる累積誤差を補正するキャリブレーションによって、CanSatをゴール付近までナビゲーションする。

基本的な走行制御にはホイールオドメトリのみを使用する。ホイールオドメトリはCanSatの車輪の回転数によって走行経路と車体の姿勢を推定する技術であり、オドメトリによって獲得された値をもとにCanSatをナビゲーションしていく。

スタックは、一定時間のエンコーダのパルス増加量によって判定される。ある程度の時間のパルス増加数が少ないということは、機体がスタックしたためタイヤがうまく回転できずに空転している状況であると考えられる。すなわち、エンコーダのパルスの増加量が明らかに少ないときは、スタックしていると判定することができる。本ミッションでは、20秒間のパルスの増加数が50000以下だった時にスタックしていると判定する。また、スタック判定は2分に1回の頻度で行われる。

オドメトリによって走行距離が100[m]を突破したと推定された時やスタックしたと推定された時、誤差が累積しオドメトリによる制御が困難になったとみなし、キャリブレーションを行う。キャリブレーションでは(1)通信局からの電波受信による相対座標推定、(2)skyline法による方位推定を行う。

(1)通信局からの電波受信による相対座標推定

この処理では通信局から送られてくるアンテナの方位情報と、電波強度により、通信局に対してのCanSatの相対座標を推定する。通信局からLoRaによってアンテナの角度情報が送られる。通信局の八木アンテナは指向性があり、同じ距離でも通信局のアンテナから見たCanSatの向きで電波強度が変わり、また電磁波の減衰によって同じ向きでも、アンテナとCanSatの距離で電波強度が変わる。一定時間走行し、受け取った電波強度と通信局の角度情報から相対座標を計算する。この相対座標をホイールオドメトリの補正に使用するときには、カルマンフィルタを用いた修正を行う。カルマンフィルタはホイールオドメトリによる推定値の信頼度と求めた相対座標の信頼度を誤差を用いて求め、信頼度が高いほどそれらの値をより反映する。

(2)skyline法による方位推定

この処理ではカメラによって風景の写真を撮影し、その情報からCanSatの方位を推定する。準備シーケンスで作成したパノラマ画像と、キャリブレーション処理時に撮影した画像で特徴量マッチングを行うことで、画像内のマッチングした特徴量の位置からCanSatの方位を推定し、現在の方位に置き換える。

4.4.2 各種アルゴリズム

4.4.2.1 ホイールオドメトリによる走行経路・角度推定アルゴリズム

ホイールオドメトリは、タイヤの回転量から算出される速度を積分することで現在の位置を推定する手法である。ホイールオドメトリの算出式を以下に示す。 $\theta(t)$ は時刻 t で CanSat が向いている方向、 $x(t)$ 、 $y(t)$ は時刻 t の CanSat の位置 (xy 座標)、 $v(t)$ は時刻 t の CanSat の移動速度、 $\omega(t)$ は時刻 t の角速度を表している。位置が速度の積分であることを利用すると、CanSat の位置の変化は速度の x 成分 $v \cdot \cos(\theta)$ 、 y 成分 $v \cdot \sin(\theta)$ をそれぞれ経過時間で定積分することで算出でき、この位置変化量を前時刻の位置に足すと、現在の位置を推定できる。

$$\begin{aligned}\theta(t) &= \int_{t_0}^t \omega(\tau) d\tau + \theta(t_0) \\ x(t) &= \int_{t_0}^t v(\tau) \cos(\theta(\tau)) d\tau + x(t_0) \\ y(t) &= \int_{t_0}^t v(\tau) \sin(\theta(\tau)) d\tau + y(t_0)\end{aligned}$$

角速度 $\omega(t)$ と速度 $v(t)$ は、右車輪の角速度 ω_r と左車輪の角速度 ω_l を用いて以下の式で算出できる。 R はタイヤの半径、 T は車両間隔を意味している。

$$\begin{aligned}v(t) &= (R\omega_r(t) + R\omega_l(t)) / 2 \\ \omega(t) &= (R\omega_r(t) - R\omega_l(t)) / T\end{aligned}$$

実際のシステムでは、以下の近似式が利用される。CanSat でも以下の近似式によって自己位置推定をする。 k は時刻、 Δt はサンプリング周期を表す。本ミッションではサンプリング周期を 0.01 に設定している。

$$\begin{aligned}\theta(k+1) &= \omega(k)\Delta t + \theta(k) \\ x(k+1) &= v(k)\cos(\theta(k))\Delta t + x(k) \\ y(k+1) &= v(k)\sin(\theta(k))\Delta t + y(k)\end{aligned}$$

4.4.2.2 通信局からの電波受信による相対座標推定アルゴリズム

通信局は指向性を持ち、回転しながら 10 秒に 1 回、方位情報の送信を行う。CanSat は 60 個の方位情報を受け取ると、最も電波強度が高い方位情報とその電波強度の値を用いて通信局とローバーの距離を求め、その距離をもとに通信局からの相対座標を算出する。アンテナから電波が全方位に均等に放出されるとき、距離が D 離れた位置での電力密度は、 D を半径とする球の表面積で求められる。したがって、電波強度 P_D は送信電力 P 、距離 D を用いて表す事ができる。

$$P_D = \frac{P}{4\pi D^2}$$

これを受信電力を 1[mW] を基準として、対数をとった値である RSSI を用いて表すと以下のようになる。

$$\begin{aligned}RSSI &= 10\log_{10}\left(\frac{P}{4\pi D^2}\right) \\ RSSI &= 10\log_{10}\left(\frac{P}{4\pi}\right) - 10\log_{10}(D^2)\end{aligned}$$

このとき、通信局からの距離が 1[m] での RSSI の値を $RSSI_0$ とすると次のように表せる

$$RSSI = RSSI_0 - 10\log_{10}(D^2)$$

$$RSSI = RSSI_0 - 20\log_{10}(D)$$

以上より、距離 D を求める式は以下の通りである。

$$D = 10^{\frac{RSSI - RSSI_0}{n}}$$

ここで、 n は $RSSI$ 減衰定数である。

4.4.2.3 skyline法による方位推定アルゴリズム

事前に準備した風景画像（本ミッションでは準備シーケンスで撮影する）と、ナビゲーションシーケンス中に撮影した風景画像を特徴量マッチングすることで、走行地点でCanSatがどの方位を向いているかを推定する。

1. 事前に周囲の風景の写真と撮影時点の角度情報を紐付けたマッチング画像をCanSatが旋回終了するまで複数枚生成する(図4.4.2参照)。

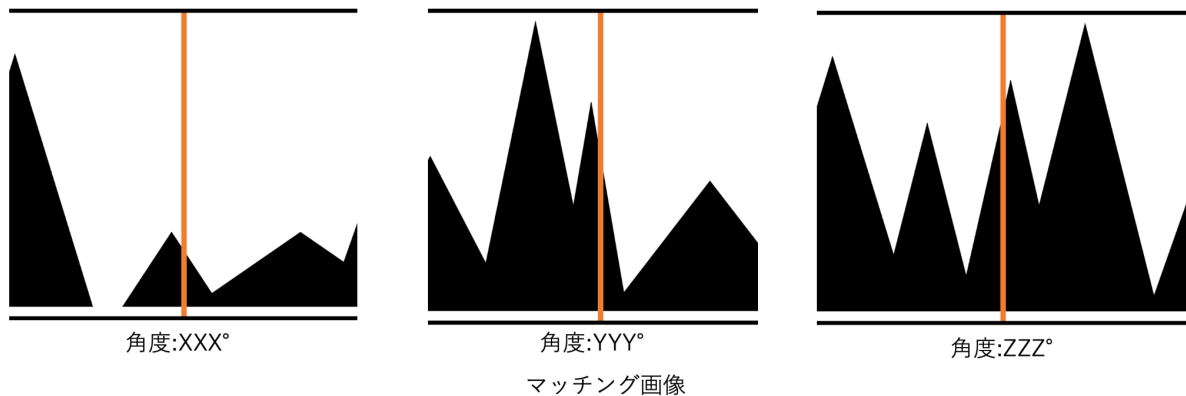


図4.4.2: マッチング画像

2. 走行中、カメラを利用してCanSatが向いている方向の画像(ターゲット画像)を撮影する(図4.4.3参照)。このとき、画像のぶれを防ぐためカメラ撮影は一度CanSatを静止させてから行う。



図4.4.3: 走行中に取得した画像

3. 図4.4.3のように、マッチング画像のそれぞれに対して特徴量マッチングを行い、下記の式で算出される特徴量マッチング割合を計算する.

$$\text{特徴量マッチング割合} = \frac{\text{特徴量マッチング数}}{\text{マッチング画像の特徴量数}} \quad (\text{式 4.4.1})$$

最も特徴量マッチング割合が高いものを基準の角度とし、その画像とターゲット画像を特徴量マッチングにより重ね合わせ、誤差ピクセル幅を計算し(図4.4.4)、差分ピクセル数に60/320をかけたもの(60は使用しているカメラの視野角、320は撮影で得られる画像の横幅)にその画像の撮影時角度を足すことでCanSatの方位を推定する.

なお、本ミッションでは撮影した地点の変化による特徴量を持つ物体のスケール変化や、車体の傾き変化による視野の変化に対応するため、スケール変化や回転・平行移動に対してロバストであるAKAZEを特徴量算出に使用する.

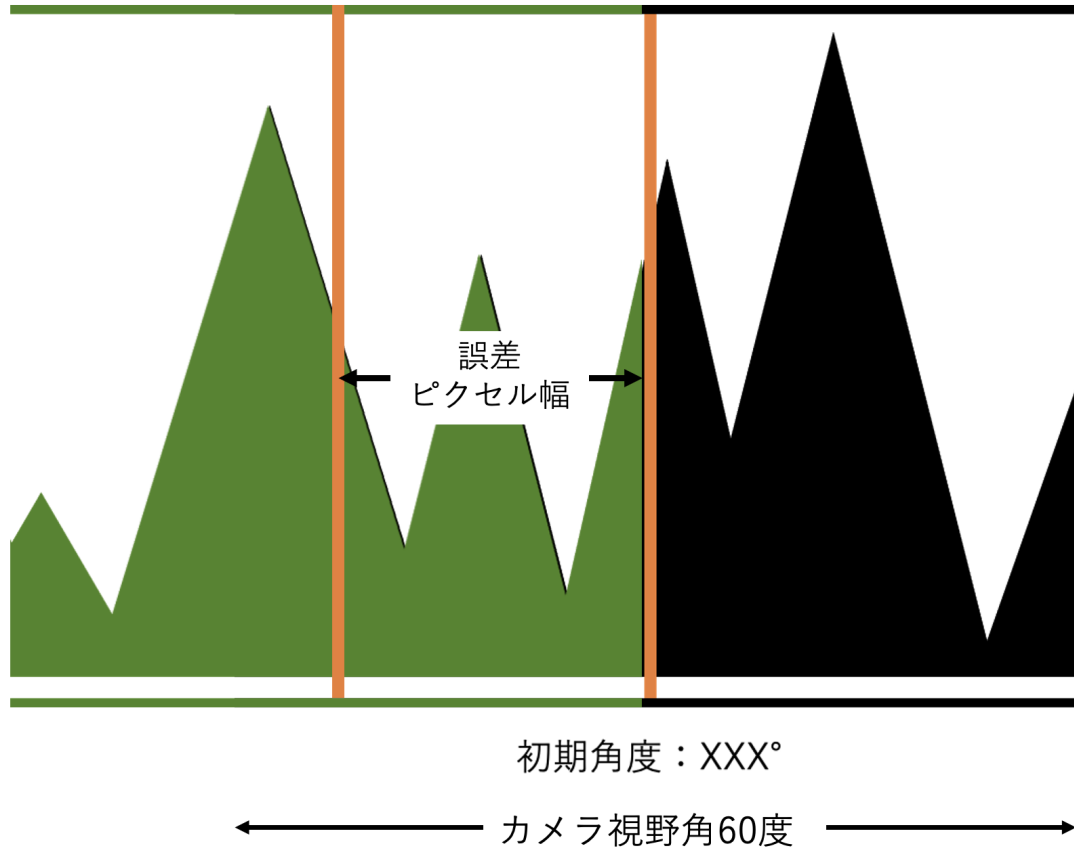


図4.4.4: 特徴量マッチングによって得られた画像から角度を取得

4.4.2.4 カルマンフィルタによる補正アルゴリズム

カルマンフィルタではホイールオドメトリで逐次推定している位置と、通信局の電波強度によって推定された位置を、誤差の大きさをもとに推定した位置の補正を行う。カルマンフィルタは以下の予測ステップとフィルタリングステップを繰り返すことによって推定値を調整する。

1. 予測ステップ

CanSatの位置はホイールオドメトリによって推定した移動量 Δx を用いて以下のように更新される。 $\hat{x}(k)$ は時刻 k のCanSatの位置である。

$$\hat{x}(k) = \hat{x}(k-1) + \Delta x$$

ホイールオドメトリによる位置推定の誤差の分散を σ_v^2 とするとき、推定した位置の事前誤差共分散行列 $P^-(k)$ は以下ようになる。 $P(k-1)$ は時刻 $k-1$ での事後誤差共分散行列である。

$$P^-(k) = P(k-1) + \sigma_v^2$$

2. フィルタリングステップ

通信局の電波強度によって推定した位置 $y(k)$ の誤差の分散を σ_w^2 とすると、ホイールオドメトリによる位置推定の誤差と通信局の電波強度による位置推定の誤差の和に対するホイールオドメトリの誤差の割合は以下のようにして求めることができる。また、この割合のことをカルマンゲインと呼ぶ。

$$g(k) = \frac{P^-(k)}{P^-(k) + \sigma_w^2}$$

カルマンゲインを用いて、以下のようにして推定した位置の補正を行う。

$$\hat{x}(k) = \hat{x}^-(k) + g(k)(y(k) - \hat{x}^-(k))$$

調整した推定位置の事後誤差共分散行列は以下ようになる。

$$P(k) = (I - g(k))P^-(k)$$

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
	《システム要求に関する項目》		
V1	質量試験	S1	6/25
V2	機体の収納放出試験	S2	6/25
V3	準静的荷重試験	S3	7/3~7/5
V4	振動試験	S4	7/29
V5	分離衝撃試験	S5	7/29
V6	開傘衝撃試験	S5	7/3
V7	落下試験	S6	6/23
V8	長距離通信試験	S7	7/10 ~ 7/14
V9	通信機ON/OFF試験	S8	6/25
V10	通信周波数変更試験	S9	6/25
V11	End-to-end試験	S10	8/4 ~ 8/13
	《ミッション要求に関する項目》		
V12	着地衝撃試験	M1	6/29

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
V13	走破性能に関する試験	M2	7/3 ~ 7/5
V14	電力耐久試験	M3	6/30 ~ 7/2
V15	反転・横転・スタック復帰試験	M4	7/1 ~ 7/4
V16	通信確立試験	M5	7/1 ~ 7/4
V17	オドメトリによる経路推定試験	M6	8/17~
V18	skyline法によるCanSat方位推定試験	M7	8/2 ~ 8/4
V19	通信強度による相対座標算出試験	M8	8/2 ~ 8/4
V20	ナビゲーション試験	M9	8/17~
V21	自己位置推定評価レポート作成試験	M10	8/4 ~ 8/5
V22	制御履歴レポート作成試験	M10	8/4 ~ 8/5

第6章 実施試験の内容

v1. 質量試験

- 目的
キャリアに収納するCanSatとパラシュートを合わせた全質量がレギュレーションを満たすことを確認する。
- 試験内容
CanSatとパラシュートを質量計で計測をし、質量がレギュレーションを満たしていることを確認する。
- 結果
CanSatとパラシュートと機体調整用のホットボンド2本の合計質量はレギュレーションに記載されている1050[g]以下を満たしていることを確認した。
実験動画: <https://youtu.be/QlnYtzEcY4E>
図6.1.1に合計質量を示す。質量は956[g]となった。



図6.1.1 パラシュートとCanSatとホットボンド二本の合計重量

- 考察
パラシュートの質量を含めたCanSatの総重量が、レギュレーションを満たしていることがわかった。

v2.機体の収納放出試験

- 目的
以下の3点を確認することを目的とする。
 - 親機のレギュレーション(内径146[mm], 高さ240[mm])を満たすこと
 - キャリアに収納可能であり, 円滑に放出可能であること
 - 親機を収納するまでの工程が5分以内に収まっていること
- 試験内容
レギュレーションを満たしたキャリアに収納し, キャリアを軽く振ることでCanSatが放出加納であることを確認する。収納手順は以下の通りである。
 - (1) パラシュートを畳む
 - (2) パラシュートの紐を絡みにくいようにまとめる
 - (3) 親機の側面に畳んだパラシュートをあてがう
 - (4) キャリアに収納する
- 結果
計測結果を表6.2.1に, 計測時の様子を図6.2.1, 図6.2.2より, 使用するキャリアがレギュレーションと同じサイズであることを確認できた。

表6.2.1 キャリアのサイズ

高さ	241 [mm]
幅	147 [mm]



図6.2.1 キャリアの高さの確認



図6.2.2 キャリアの内径の確認

表6.2.1 キャリア放出実験の結果

回数	実験動画	収納時間[m:s]	放出判定
1	https://youtu.be/_yE3md4r-HM	0:48	放出できた
2	https://youtu.be/pEz2qU-dmCl	0:40	放出できた
3	https://youtu.be/nZ-jovHt5AM	0:36	放出できた

- 考察
CanSatをキャリアに収納後、自重で放出可能である。また、レギュレーションに記載された5分以内で収納可能である。

v3. 準静的荷重試験

- 目的
打ち上げ時の準静的荷重(以下、静荷重と呼ぶ)によってCanSatのハードウェア・ソフトウェア共に問題が発生せず、正常に動作することを確認する。
- 試験内容
ロケット搭載状態を想定したCanSatを紐を繋いだ袋に入れハンマー投げの要領で回すことでロケットによる静荷重を再現する。静荷重はレギュレーションの5.2項に記載されている通り、CanSatの高さ方向に10[G]を10秒間CanSatに与える。その後、ハードウェアが破損していないことを確認する。また、放出判定からパラシュート切り離しまでの各シーケンス動作が正常に動作するかを確認することで、モータやサーボモータに損傷がないことを確認する。また、本試験を含め、以降の衝撃系の試験におけるセンサ、モータの出力は以下の基準を満たしていれば正常と扱う。

<センサ類>

- ・気圧センサ: 実験開始前に計測した気圧 ± 1 [hPa]
- ・9軸センサ: 機体の姿勢が静安時の加速度のノルムについて, (実験前に計測したセンサ値 $\pm$ 許容測定誤差5%, および, 機体の姿勢によってxyz軸の値が変化している)
- ・光センサ: 通常時に光があたっていると判定(センサ値がHIGHを示す)し, 手で光センサを覆ったときに光があたっていないと判定(センサ値がLOWを示す)する

<モータ類>

- ・サーボモータ: 上下方向にスタビライザを制御できる
- ・モータ: 機体が走行可能な程度に回転する

実験前に確認した九軸センサの値は約0.70[G]であったため九軸センサは0.65[G]~0.75[G]で正常と扱う。

本試験は全3回の試行を実施し, それぞれについてCanSatにかかっている加速度の大きさを時系列データとして取得することで, 10[G]の静荷重が与えられていることを確認する。また, 静荷重の負荷開始時点からシーケンス動作の確認までの一連の動作を映像で記録する。

● 結果

9軸センサから得られた加速度の推移を図6.3.1~図6.3.3に示す。横軸は時間[s], 縦軸は加速度の大きさ(ノルム)が重力加速度 $9.8\text{[m/s}^2\text{]}$ の何倍であるか[G]を示す。これらのグラフから, CanSatを振り回すことでおよそ10[G]の静荷重が10秒以上与えられていることが確認できる。

1回目

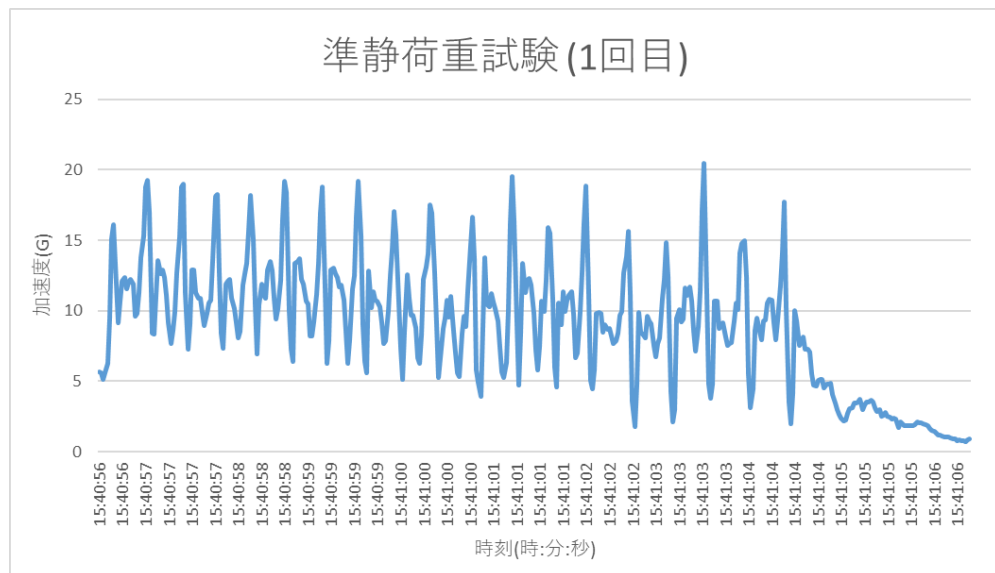


図6.3.1 準静荷重試験1回目の加速度グラフ

2回目

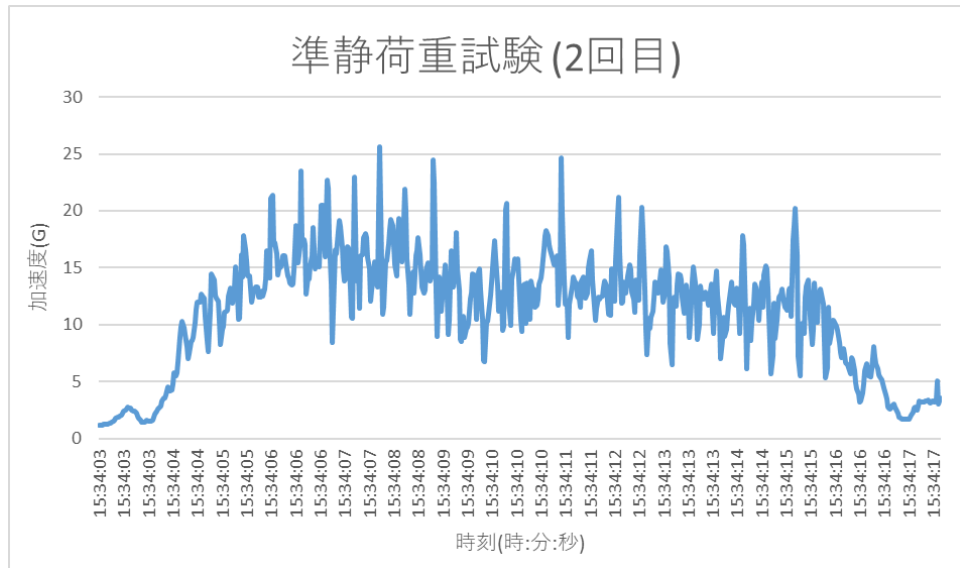


図6.3.2 準静荷重試験2回目の加速度グラフ

3回目

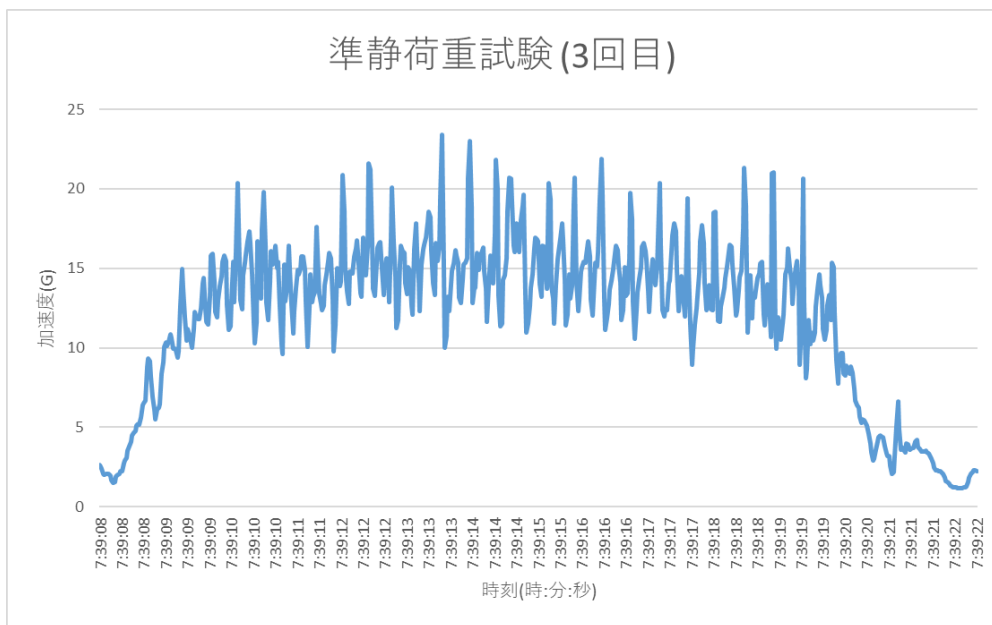


図6.3.3 準静荷重試験3回目の加速度グラフ

静荷重を加えた後のCanSatの損傷および各部品の故障の有無を表6.3.1に示す。

表6.3.1 静荷重試験の結果

試行回	CanSatの外的損傷	センサ類	モータ類	YouTubeリンク
1回目	問題なし	正常	正常	https://youtu.be/0Vb6RcYOYEw

2回目	問題なし	正常	正常	https://youtu.be/06_k0Ed8C1I?list=PLJ_7eKAd4pnKYUDFwPLiK-SXNKAi_C70g
3回目	問題なし	正常	正常	https://youtu.be/B0MiVJmrBxU

- 考察
以上の結果より, CanSatは10[G]の静荷重に耐久可能であり, 打ち上げ時の衝撃によってハードウェア・ソフトウェア共に問題が発生せず, 正常に動作することが確認された。

v4.振動試験

- 目的
振動試験装置により, CanSatにロケット打ち上げ時相当の荷重をかけた後, CanSatに破損がなく, 全センサが正しく動作することを確認する。
- 試験内容
CanSatをキャリアに収納し, 振動試験装置を用いてロケット上昇時に生じるランダムな振動を与える。振動の種類ARLISSのレギュレーションの1.4項目より, 正弦波振動15[G]がレギュレーションとして求められているのでこの要件を満たすランダム振動15[G]を加える。
試験後, CanSatが正常に動作することを確認する。
また, 試験前における機体を計測したところ, 1017[g]であった。(動画を以下に示す。
<https://youtu.be/VwCYzIHsm18>
- 結果
キャリア収納から振動試験装置で振動を加えた後, CanSatが正常に動作するかどうかの一連の流れを撮った実験動画を以下に示す。
<https://youtu.be/cG0bXUf85Uc>

以下に動画中の各イベントの時間を示す。

0:00～ キャリア収納
1:50～ 振動試験装置の準備
55:48～ ランダム振動開始①
56:10～ ランダム振動開始②
57:49～ ランダム振動開始③
59:55～ ショック振動開始
62:30～ プログラム起動の確認
68:15～ キャリア放出
68:42～ 着地
68:54～ パラシュート切り離し
(光, 加速度, ジャイロセンサ値・気圧センサ値の取得)
69:20～ 各センサの値の取得, 駆動部の確認
72:15～ CanSatに損傷がないことを確認

大きな振動を長時間与える続けることが機材の都合により難しかったため, ランダム振動は3回に分け, ①30秒間, ②15秒間, ③15秒間の計1分間にわたり試験を実施した。与えたランダム振動の加速度推移を図6.4.1に示す。グラフの横軸は時間[sec], 縦軸は加速度[G]を表している。この図より, CanSatに約15[Grms]≒10[G]の衝撃が付与されており, レギュレーションを満たす衝撃が付与されているといえる。

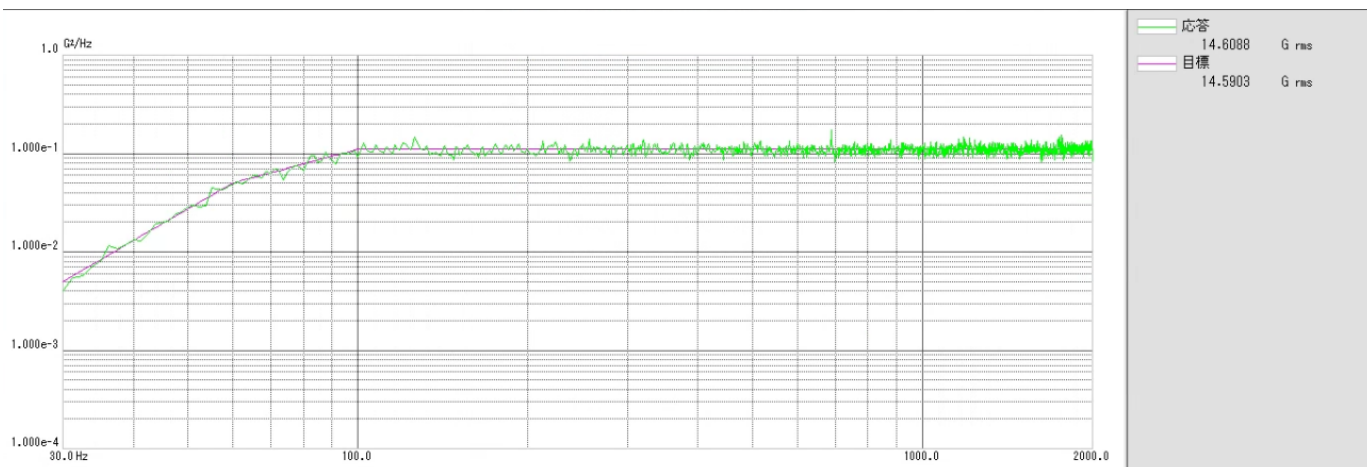


図6.4.1 ランダム振動の加速度

ランダム振動を加えた後、全センサ値(GPSで大気圧、加速度、ジャイロ、地磁気、光、距離)を正しく取得し、動力系(モータ・サーボモータ)も問題なく機能することを確認できた。

- 考察

振動試験装置によりCanSatにロケット打ち上げ時相当の荷重をかけた後、CanSatに損傷がなく、各センサが正しく動作することを確認できた。しかし、ネジの緩みが試験後発覚したため、本番ではネジを締めた後にグルースティックでナットとネジが動かないように固定し、緩みを防ぐことでこれを回避する。

質量に関して、再度CanSatの重さを測ったところ質量試験の値と合致した。その後、研究室で使用している乾電池(エネルーブ)に変更して測ったところ、振動試験の値と合致した。つまり振動試験の際に本番で使用する予定ではない乾電池を使用して試験を行ってしまっていたことが原因で質量試験の値と質量が変わっていた。これは実験に参加した人間が見落としていたためである。

これに関して、普段より重い質量で振動試験を行ってしまっていたが、ネジの緩み(サーボ付近)を除き、機体の動作に問題はなかったため、本番でも機体は振動に耐え得ると言える。

v5.分離衝撃試験

- 目的

CanSatにロケット分離時相当の衝撃を振動試験装置により加えた後、CanSatやモータ類に損傷がなく、全センサが正常に動作することを確認する。

- 試験内容

(V4)振動試験と同様の振動試験装置を用いて40[G]のショック振動を与える。試験後、外骨格脱出から走行までのシーケンスを行い、CanSatが正常に動作することを確認する。衝撃の種類はARLISSレギュレーションの1.4項目に従い、ショック振動:[目標]40[G]を与える(1[G]=9.8[m/s²])。

- 結果

本試験の実験動画は(V4)振動試験と同一である。

ショック振動の加速度推移を以下、図6.5.1に示す。グラフの横軸は時間[sec]、縦軸[m/s²]は加速度を表している。

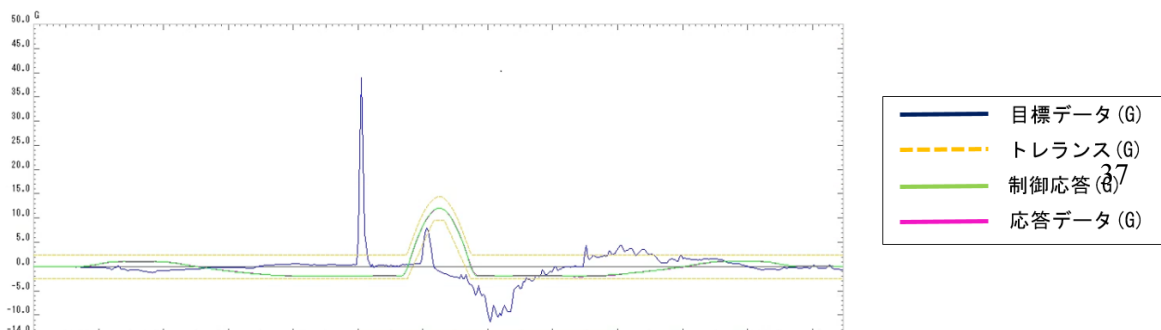


図6.5.1 ショック振動の加速度

ショック振動を与えた後、CanSatが正常に動作するかを確認した。結果は(V4)振動試験と同様であるため、ここでは省略する。

- 考察
振動試験装置によりCanSatにロケット分離時相当のショック振動を与えた後、CanSatに損傷がなく、各センサが正しく動作することを確認できた。

v6.開傘衝撃試験

- 目的
パラシュート開傘時の衝撃にCanSat本体とパラシュートとの結合部分が耐えられることを確認する。
- 試験内容
CanSatを固定し、パラシュートの紐を付けて自由落下させる。この時加速度センサのログを確認しパラシュート開傘時の衝撃(13[G])に耐えられたかを確認する。衝撃を加えた後、パラシュート切り離しから走行までのシーケンスを実施し、全てのセンサ・動力系の動作確認、CanSatに破損がないかを確認する。なお、13[G]という値は過去のARLISSログより開傘時に観測した最大加速度から設定したものである。
各センサについては、(V3)準静的荷重試験と同一の基準を用いて正常であるかを判定する。九軸センサについては、実験前に確認したセンサ値は約0.70[G]であったため、0.65[G]~0.75[G]で正常と扱う。
- 結果
実験を3回行った結果全ての場合でパラシュート接合部やCanSat自体に破損はなかった。また、全てのセンサ・動力系が正常に動作することを確認できた。

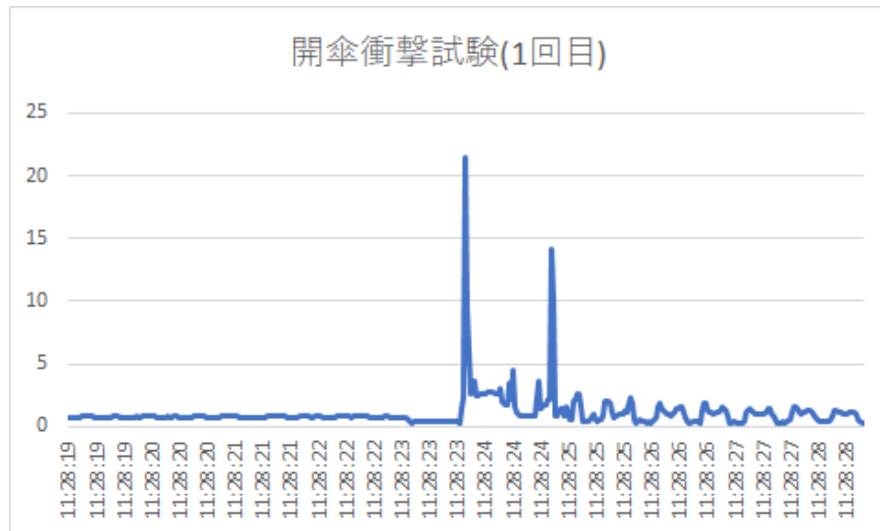


図6.6.1 開傘衝撃試験1回目の加速度グラフ

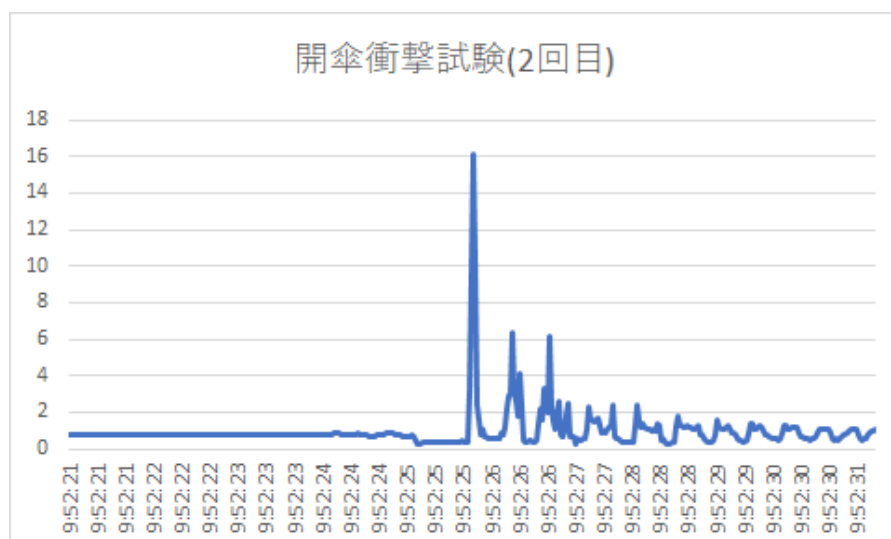


図6.6.2 開傘衝撃試験2回目の加速度グラフ

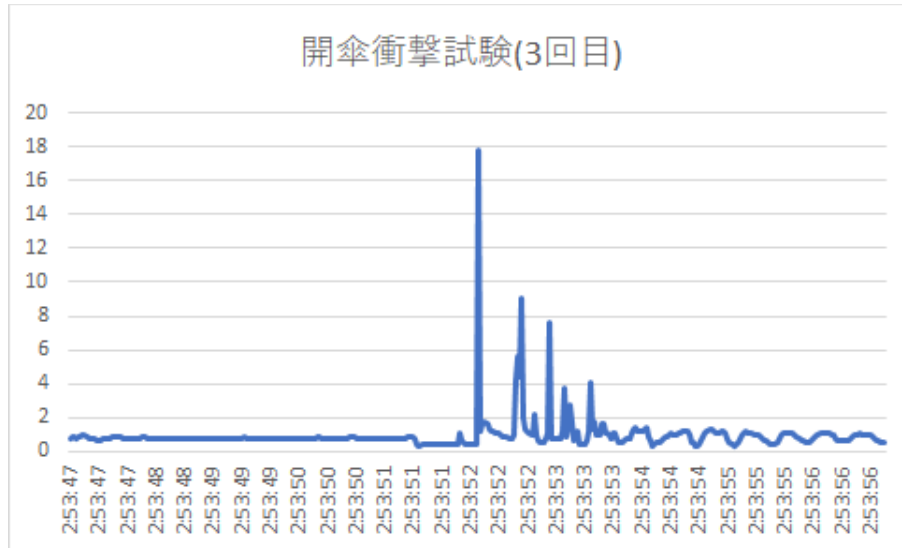


図6.6.3 開傘衝撃試験3回目の加速度グラフ

表6.6.1 開傘衝撃試験の結果

回数	実験動画	結果
1回目	https://youtu.be/hdYXilzHyxg	成功
2回目	https://youtu.be/owfPrjYMSuM	成功
3回目	https://youtu.be/bJZj0onxFgc	成功

CanSatやそのパラシュート接合部は開傘衝撃に耐えられることが確認出来た。

v7.落下試験

- 目的**
 キャリアから放出されたときに、減速機構であるパラシュートが問題なく開傘し、減速可能であることを確認する。また、最低終端速度がレギュレーションで定められている終端速度5[m/s]以上であることを確認する。
- 試験内容**
 電気通信大学西6号館7階(地面からの高さ約25.2[m]地点)からキャリアに収納した疑似CanSatを放出し、降下させる。疑似CanSatは、重量および大きさが実際のCanSatと同等である図6.7.1に示すモックアップとした。本試験では、パラシュートの性能の検証を目的としているため、大きさと重量が同等であれば試験の目的を満たす。なお、着地時の衝撃については(V8)着地衝撃試験で検証する。減速の検証は実験動画から落下速度を算出することで行う。これより、落下時の速度が自由落下時の速度に比べて減速していることを確認する。
 落下時の速度は、図6.7.2に示すように、パラシュートをつけた状態でキャリアから放出されて落下したCanSatが、図6.7.2のような地上から約8.4[m](建物3階)の高さを通過し、着地までにかかった時間を動画から計測することにより求める。その計算は以下の式となる。

$$h = 8.4 \text{ [m]}$$

$$v = \frac{h}{t} \text{ [m/s]}$$

また, 自由落下した際の速度は以下の式より, 22.2[m/s]と求まる.

$$v = \sqrt{2gh}$$

$$h = 25.2 \text{ [m]}, g = 9.8 \text{ [m/s}^2\text{]}$$

$$\therefore v = 22.2 \text{ [m/s]}$$



図6.7.1 実験で使⽤したモックアップ



図6.7.2 地面から3階までの高さ

- 結果

落下試験の結果を表6.7.1に示す。自由落下時の速度23.1[m/s]に比べて、平均終端速度は6.28[m/s]と小さくなったことから、パラシュートによる減速が確認された。最低終端速度も5.6[m/s]となり、レギュレーションで定められた終端速度を満たす結果となった。

表6.7.1 落下試験結果

回数	実験動画	結果	算出終端速度
1回目	https://youtu.be/XP0Hc2C7KyM	開傘成功	8.4 [m] / 1.2 [s] $\div$ 7.0 [m/s] (動画 21:9~23:1)
2回目	https://youtu.be/8_ri1_xMMvQ	開傘成功	8.4 [m] / 1.5 [s] $\div$ 5.6 [m/s] (動画 23:7~25:2)
3回目	https://youtu.be/T2SAC	開傘成功	8.4 [m] / 1.3 [s] $\div$ 6.4 [m/s]

	AMupVA		(動画6:6~7:9)
4回目	https://youtu.be/UgyxlmAmA3c	開傘成功	8.4 [m] / 1.3 [s] $\div$ 6.4 [m/s] (動画7:4~8:7)
5回目	https://youtu.be/Ax8B0ZeHHRy	開傘成功	8.4 [m] / 2.4 [s] $\div$ 6.0 [m/s] (動画5:9~7:3)

- 考察
減速機構であるパラシュートが問題なく開傘されて減速していることより、安全基準を満たすことが確認できた。

v8.長距離通信試験

- 目的
CanSat投下時にて落下地点を見失ったなどの場合に、CanSatをロストすること避けるため、CanSatのGPSデータを本営が直接取得できる距離・パラシュートの視認距離を確認する。
- 試験／解析の内容
CanSatからLoRa通信モジュールを通してGPS座標を定期的を送信し続ける。その上でノートPCにLoRa通信モジュールを接続し、CanSatからGPS座標を受信できることを確認する。その後、CanSatをPCから徐々に離し、通信が切断された地点のGPS座標を記録する。そして、この2点の座標から最大通信可能距離を算出する。
- 結果
CanSatとの通信可能距離は約2.52[km]であった。下に示す図6.8.1上の線がCanSatの通信ができた最大距離を示している。

基地局の座標: 35.642472, 139.523472
 通信が途絶えた座標: 35.637738, 139.550878
 通信可能距離: 2.52[km]



図6.8.1 長距離通信試験(左:地上局, 右:CanSat)

- 実験動画
 - <https://youtu.be/G9D9NyiAdw0>

- <https://youtu.be/pLwEe4qO7ds>

- 結論

LoRaを用いた通信距離は2.5[km]程度が最大であった。上記の通信可能距離をもって、本CanSatはロスト対策を満たした長距離通信が可能であると判断する。例年、ARLISSでは1. 双眼鏡でCanSatを見ながらその方位に向かい、2. 落下地点付近ではCanSatに搭載されているLoRaからGPS座標を取得しその位置付近を探している。今年使用しているpっパラシュートは2018年に使用しているパラシュートと同様であり、最低で1キロの視認が可能であることが2018年のMICHIBIKIの審査書より確認できる。ARLISS本番では8-12倍の倍率である双眼鏡(Vixen HR12*30)を用いることを考慮すると、約8km-12km先まで視認することが可能である。もし双眼鏡で視認ができなかった場合も、上空ではLoRaの通信可能距離は数10km可能※である。CanSatが着地し、通信可能距離から外れてしまっても、落下後も最低限方位さえ確認できれば、CanSatのGPS座標の確認が可能で半径2.52キロ圏内に移動することは容易であると考えられるため、ロスト対策は十分である。

※RFLink社 RM-92A/92C DATA SHEET p18より参照

v9.通信機ON/OFF試験

- 目的
 - ロケットの通信機器に悪影響を与えないよう、キャリア内でWi-FiおよびLoRaの電源が切れることを確認する。
- 試験内容
 - Wi-Fi

CanSatに搭載されているOrange Pi に接続されたWi-Fiモジュールを、PCからOnからOffに切り替える。OrangePiはWi-Fiモジュールを介して、PCのホットスポットに接続されている。Wi-Fiの通信状態がOffに切り替わり切断されたあと、再度接続されることを確認する。

まず、ローバプログラムのWi-Fi通信モードを変更する。ローバプログラムを起動し待機シーケンス(Waiting)に遷移するとWi-Fiの通信状態がOffに切り替わることを、ターミナル上でログが表示されなくなることにより確認する。次に、CanSatに光を照射し放出判定をさせて、シーケンスをWaitingから移行させる。すると、Wi-Fiの通信状態がOnに切り替わり、CanSatとPCが通信できていることを、センサ値やCanSatのシーケンス状態がターミナル上に表示されることにより確認する。
 - LoRa

LoRaはPrange Pi PC2のGPIOピンを制御することで、スリープモード(電波の出力が0)にすることが可能である。該当するGPIOピンを制御し、LoRaのスリープモードを自由にOn/Offできることを確認する。

まず、ターミナルにコマンドを入力し、LoRaの通信状態をOnからOffに切り替える。LoRaの通信状態がOffに切り替わることを、地上局側のLoRaがCanSatからの信号を受け取れなくなることにより確認する。次に、Wi-Fiの時と同様にして、地上局側のLoRaがCanSatからの信号を受け取れることにより、LoRaの通信状態がOnに切り替わることを確認する。
- 結果
 - Wi-Fi

実験動画を以下に示す。Waitingのシーケンス内で本番と同様の手順でマイコンのWifiの通信をOffにした。実際にOffにされたかをPCのモバイルホットスポット機能を用いて確認した。また、Waitingシーケンスが終了した後、自動的にWifiの通信機能がOnになることも同様に確認した。

<https://youtu.be/do8bWBTCiOg>

- LoRa
実験動画を以下に示す。地上局側のLoRaからCanSatのLoRaからに向けてメッセージを送信している状況である。CanSat側のターミナルにLoRaをスリープモードにするコマンドを入力したのち、地上局側がCanSat側からメッセージを受信しなくなることが確認できた。
<https://youtu.be/OGfEANG3wy8>

- 考察
 - Wi-Fi
問題なくWi-Fiの通信状態をOnからOffに切り替えと、シーケンス移行後OffからOnへできる。
 - LoRa
問題なくLoRaの通信状態をOnからOffに切り替えと、シーケンス移行後OffからOnへできる。

v10. 通信周波数変更試験

- 目的
他の無線通信と通信周波数が干渉する可能性がある場合に、使用する通信周波数が変更できることを確認する。
- 試験内容
はじめの通信周波数を決めておき、CanSatのLoRa通信モジュールとノートPCに接続した別のLoRa通信モジュール(地上局)間の通信が確立することを確認する。その後、地上局側のLoRaモジュールの設定モードを起動し、通信周波数を変更して通信が確立しなくなることを確認する。そして再び、地上局側の通信周波数をはじめの値に戻し、通信が再確立することを確認する。
- 結果
LoRaの周波数変更試験の結果を動画に示す。また、試験のYoutube動画の解説をそれぞれまとめた。
https://www.youtube.com/watch?v=fu6LeTxb3_8
- LoRaに関する試験のYouTube動画の解説
0:00~ 試験の説明
0:45~ 通信用ソフトウェアの起動
1:03~ メッセージの送信・受信の確認
→ チャンネル番号**54(0x36)**同士 で通信できることを確認

1:21~ ローバー側LoRaの周波数の変更
→ チャンネル番号を**54(0x36)**から**53(0x35)**に変更

2:05~ LoRaのメッセージ送信確認 [変更後]
→ 通信できないことを確認

2:53~ 通信局側LoRaの周波数の変更
→ チャンネル番号を**54(0x36)**から**53(0x35)**に変更

3:33~ 変更後の周波数の確認
→ チャンネル番号**53(0x35)**同士 で通信できることを確認

- 考察
LoRa通信モジュールにて周波数を変更できることを確認した。

v11. End-to-end試験

- 目的
CanSatがミッションを行う上での全シーケンスを一連の流れとして遂行できることを確認する。
- 試験内容
CanSatが本ミッションのサクセスクライテリアを満たし、キャリア放出後、着地判定、パラシュート切り離しを行いナビゲーション走行へと遷移できることを確認する。
- 結果
実験結果を下記のリンクに示す。2回目の動画は能代宇宙イベントでの走行の様子である。
 - 1回目
 - https://youtu.be/Er_3F1WoM4U (1回目)
 - キャリア収納:成功 (0:00～1:06)
 - 質量測定:成功 (1:06～1:09)
 - 放出判定:成功 (1:09～2:05)
 - 着地判定:成功 (2:05～2:27)
 - パラシュート切り離し:成功 (2:27～2:48)
 - レディ:成功 (2:48～4:12)
 - ナビゲーション:失敗 (4:12～)
 - 2回目
 - https://www.youtube.com/watch?v=-iozBmo0Cr8&list=PLJ_7eKAd4pnKYUDFwPLiK-SXNKAi_C70g
 - 放出判定:成功 (1:17～1:21)
 - 着地判定:成功 (1:21～1:40)
 - パラシュート切り離し:成功 (1:40～1:55)
 - レディ:成功 (1:55～2:10)
 - ナビゲーション:成功 (2:10～2:26)

表6.11.1に、各サクセスクライテリアの達成状況について示す。なお、サクセスクライテリアは以下のとおりである。

(ミニマムサクセス)

着地後、パラシュートを切り離し、ナビゲーションに必要な準備のための状態に遷移する。

(ミドルサクセス)

以下の3点を達成する、達成については各要素ごとに判定する

1. skyline法を実現するためのCanSatの周囲360°画像を獲得する。
2. 通信局との通信を確立する
3. 自己位置推定を行い、その結果をもとにゴール地点方向へCanSatが走行を開始できる。

(エクストラサクセス)

1. skyline法によってオドメトリの方位誤差を修正できる
2. 電波強度によりオドメトリの座標誤差を修正できる

(フルサクセス)

事前に実施した (V18) 電波強度による相対座標算出試験をもとに導出した精度でゴール地点付近に到達する。

表6.11.1 End-to-End試験の結果(サクセスクライテリアの判定)

試行回	サクセスクライテリア区分			
	ミニマム判定	ミドル判定	フル判定	エクストラ判定
1回目	○	1.○ 2.○ 3.×	1.× 2.×	×
2回目	○	1.○ 2.○ 3.○	1.× 2.×	○

● 考察

CanSatが正常に着地した後、周囲の画像を撮影しながら旋回し、撮影後にナビゲーションシーケンスに入ったことから、準備シーケンス自体は正常に動作し、ミニマムサクセスは達成したことがわかる。

1回目では、ナビゲーションシーケンスではCanSatローバーが正常に制御できず、その場で旋回移動を繰り返してしまい、モーター制御とカメラに関わる部分で不具合が発生している。モーターの回転やサーボの姿勢固定、カメラ撮影を同時に実行すると、マイコンのマルチスレッド処理能力の問題から処理落ちが発生してしまうと考えられる。このような現象は他の試験実行時や検証の際にも確認されている。上記の動画ではミニマムサクセスを充足しており、最低限の打ち上げの安全性はこのE2Eから確認されたものの、ミッションを遂行するためには暴走の原因の特定やプログラムの修正が必要である。

2回目ではその部分を修正し、無事ナビゲーションまでを能代宇宙イベントではフルサクセスまで成功し、ゴールまで14mの地点まで行くことに成功した。しかしこれは能代宇宙イベントの会場が非常に狭く、ゴールまである程度向いてオドメトリで推定することができれば、フルサクセスである半径20m圏内まで入れてしまう。

打ち上げ当日までにフィールドを大きくし、またキャリブレーションを複数回入れたE2Eを試験することは必要であるため、今後も継続して実験を行う予定である。

v12. 着地衝撃試験

- 目的
着地衝撃の付与後であっても、CanSatに損傷が無くミッション継続可能であることを確認する。
- 試験内容
本試験ではARLISS本番で予想される終端速度を再現できる高さから自由落下させることにより、現地の環境と同等の着地衝撃をCanSatに与える。自由落下させる高さ h は終端速度を v 、重力加速度を g としたときエネルギー保存則から次式によって導出される。ただし、 $g=9.81[\text{m/s}^2]$ である。

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

想定される終端速度 v を(V7)落下試験で得られた終端速度の平均値の $6.28[\text{m/s}]$ とすると、自由落下させる高さは次式から $2.01[\text{m}]$ となる。

$$h = \frac{(6.28)^2}{2 \times 9.81} \approx 2.01[\text{m}]$$

以上の結果に基づき、本試験では $2.1[\text{m}]$ 以上の高さからCanSatを落下させる。以下に実際に落下させる高さの画像を掲載する。図6.12.1のひもで吊るしている地点から落下させる。また、図6.12.2は図6.12.1の紐横でメジャーで計測している様子を写しており、メジャーは $2.1[\text{m}]$ を指していることが分かる。



図6.12.1 投下位置の計測の様子

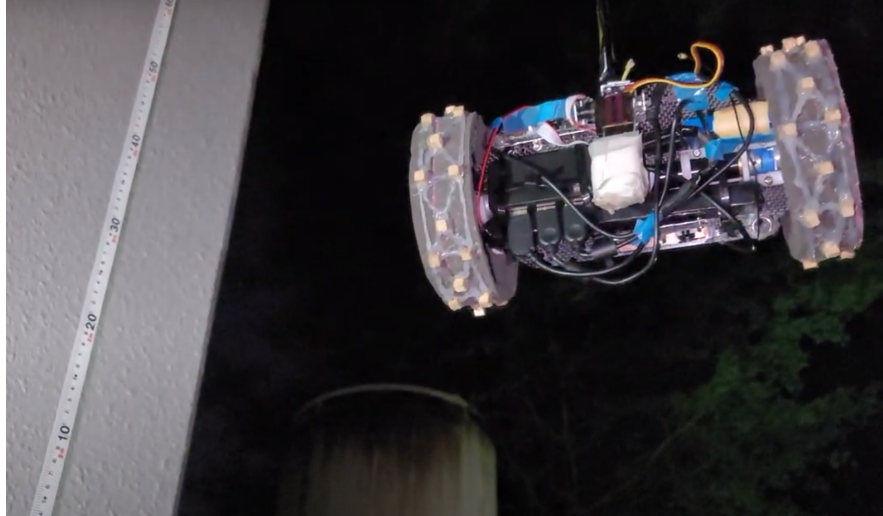


図6.12.2 地面から投下位置までの距離

また、衝撃付与後にパラシュート切り離しから走行までのシーケンスを実施し、全てのセンサ・動力系の動作確認後、CanSatに破損がないかを確認する。

各センサについては、(V3)準静的荷重試験と同一の基準を用いて正常であるかを判定する。

九軸センサについては、実験前に確認したセンサ値は約0.70[G]であったため、0.65[G]～0.75[G]で正常と扱う。

- 結果

着地衝撃試験の結果を以下の表6.12.1にまとめた。落下後、1回目は9軸、圧力センサ、光センサ、GPSの確認を行った。2回目以降は1回目に加えてLoRaの通信、カメラの確認もセンサの確認に含めた。

表6.12.1 着地衝撃試験の結果

機体	センサ	モータ	パラシュート切り離し	Youtubeリンク	備考
マイコン用のリチウムイオン電池がはみ出た	正常	正常	正常	https://youtu.be/mGyhwCw0Nko https://youtu.be/pqh1T8883bk	途中で録画を止めてしまったため動画が2つになっている。
正常	正常	正常	正常	https://youtu.be/vPd4-jP24tc	
正常	正常	正常	正常	https://youtu.be/LXflMC6hCl4	パラシュートを開いたまま着地させており、試験の目的を満足しない可能性が

					ある
--	--	--	--	--	----

- 考察
上記結果より、機体、各種センサ、モータが着地時の衝撃に耐えられることを確認した。1回目の落下時、マイコン用のリチウムイオンポリマー電池が機体からはみ出したが、これは電池の固定が緩かったからだと考えられる。2回目以降は電池が機体から出ないように仕切りを設置して対応した。

v13. 走破性能に関する試験

- 目的
CanSatが想定しうる環境を走破可能なだけの走行性能を有しているかを確認する。
- 試験内容
CanSatをいくつかの環境下で走行させ、途中で停止せずに走行できることを確認する。
- 結果
実験の結果を表6.13.1に示す。また、それぞれの場所の画像を動画内より切り出して図6.13.1 ~ 6.13.4に記載する。

表6.13.1 走行性能試験の試験動画

場所	実験動画	結果
砂利	https://youtu.be/QWYhB0IPAJw	走破可能
小段差	https://youtu.be/DESN1oLyyHM	走破可能
低い草地	https://youtu.be/HgySw9E9cSw	走破可能
高い草地	https://youtu.be/xn__qKbK7BI	走破可能

また、それぞれの実験の様子を以下の図に示した。



図6.13.1 砂利での試験の様子



図6.13.2 小段差での試験の様子(画像が暗いが、5cm程度の段差となっている)



図6.13.2 低い草地での試験の様子



図6.13.2 高い草地での試験の様子

- 考察
CanSatが様々な環境下を走破可能な走行性能を有していることが確認できた

v14. 電力耐久試験

- 目的
CanSatにミッションを十分に遂行できるバッテリーが搭載されている事を確認する。
- 試験内容
砂地でCanSatを走行不能になるまで走行させる。CanSatに搭載する電源は、マイコンを含めたセンサ類に供給する電源(マイコン用バッテリー)と駆動系に供給する電源(モータ用バッテリー)の2つを使用し、試験前に十分に充電したものを使用する。
- 結果
試験動画を表6.14.1, 試験開始前と試験終了後の各種バッテリーの電圧を表6.14.2に示す。開始から2時間23分経過した際に、オレンジパイの電源が落ち走行不能となった。以上の結果から、砂地でのCanSatの走行可能時間は2時間23分とした。

表6.14.1 電力耐久の試験動画

CanSatの走行時間	試験動画
モータ・サーボモータ電源(乾電池)の電圧計測	https://youtu.be/fOMJ1DkmCXs
回路用電源(リチウムイオンバッテリー)の電圧計測 走行開始～	https://youtu.be/4yRuf04vcbs
～30分	https://youtu.be/szl0AkZSE4I
～1時間	https://youtu.be/TjguQo137_s
～1時間30分	https://youtu.be/1aKW4FTUZsQ
～2時間	https://youtu.be/nzLOhKsXZVg
～2時間23分 回路用電源(リチウムイオンバッテリー)の電圧計測	https://youtu.be/ZTLEwc_F46k
モータ・サーボモータ電源(乾電池)の電圧計測	https://youtu.be/_FyJ6MowBRQ

表6.14.2 電力耐久試験の結果

	回路用電源(リチウムイオン バッテリー)	モータ, サーボモータ用電源 (乾電池)
試験開始前	3.98[V]	10.53[V]
試験終了時	3.042[V]	9.25[V]

- 考察

以上の結果から、砂地で2時間23分の走行が可能であることが分かった。ARLISSではミッション開始(ナビゲーションまで)までwaitとfallで90分+10分で100分のフェイルセーフが搭載されている。つまりミッションに費やせる”最短”時間は143分-100分でおおよそ40分である。また通信局の通信距離は最長で1km程度であることが事前実験から判明しているので、ミッションは投下地点から1キロメートル圏内で行う予定である。以上の理由から、1キロメートルを40分以内に走行可能であればミッション成功するための電力は保持していると判断して良い。

今回使用しているモータは1秒あたり2.7回回転するモータである。またタイヤの半径は23cmである。抵抗を考慮して1秒あたりの回転数は $1000\text{m} \div (40 \times 60) \div (0.23 \times 2 \times 3.14) = 0.28\text{回/s}$ だけ回転したら良い。E2E試験等のCanSatを走行している動画からも、それ以上の回転数は出ていることが確認されることから、電力に対しては問題がないと言える。

v15. 反転・横転・スタック復帰試験

- 目的

CanSatが走行中に反転・横転をした時に、走行可能な姿勢に復帰できることを確認する。

- 試験内容

- 反転復帰

CanSatを反転させた状態から反転復帰シーケンスのプログラムを実行し、走行可能な姿勢に復帰させる。

- 横転復帰

CanSatを横転させた状態から横転復帰シーケンスのプログラムを実行し、走行可能な姿勢に復帰させる。

- スタック復帰

CanSatがスタックしていないときは通常通り走行し、CanSatをスタックさせたときにスタックを検知し、スタックから脱出する。

- 結果

反転復帰試験の結果を表6.15.1に、横転復帰試験の結果を表6.15.2および6.15.3にそれぞれ示す。スタック復帰試験の結果を表6.15.4に示す。

表6.15.1 反転復帰試験の結果

回数(場所)	実験動画	結果
1回目(人工芝)	https://youtu.be/mJPiC9bTSow	成功
2回目(人工芝)	https://youtu.be/K2_TXZupWw	成功
3回目(砂地)	https://youtu.be/fZ2pCySToWQ	成功

4回目(砂地)	https://youtu.be/R94J_gxwm7k	成功
5回目(砂地)	https://youtu.be/dTnfoC5vpsU	成功

表6.15.2 横転復帰試験の結果(右タイヤ)

回数(場所)	実験動画	結果
1回目(人工芝)	https://youtu.be/v2lxxhaEODg	成功
2回目(人口芝)	https://youtu.be/Fpt9c8cKFk8	成功
3回目(人口芝)	https://youtu.be/tWjiwf1kHKU	成功
4回目(砂地)	https://youtu.be/_TA8mgdoPs0	成功
5回目(砂地)	https://youtu.be/toRdMSea10l	成功
6回目(砂地)	https://youtu.be/liiUAgPfhRo	成功

表6.15.3 横転復帰試験の結果(左タイヤ)

回数(場所)	実験動画	結果
1回目(人工芝)	https://youtu.be/N731p9zK10s	成功
2回目(人口芝)	https://youtu.be/r8KLCRdcBns	成功
3回目(人口芝)	https://youtu.be/BjWM0IYG2Jg	成功
4回目(砂地)	https://youtu.be/eH1rCp89BYw	成功
5回目(砂地)	https://youtu.be/VWQx9i134E	成功
6回目(砂地)	https://youtu.be/CZBpD5pPBAs	成功

表6.15.4 スタック検知試験の結果

回数(場所)	実験動画	結果
1回目	https://youtu.be/UhdEidqUIUI	成功
2回目	https://youtu.be/RUIWHw4B2Nw	成功
3回目	https://youtu.be/7j79Zhi2gv8	成功

- 考察

CanSatが走行中に反転・横転およびスタックした際に、走行可能な姿勢に復帰できることが確認できた。

v16. 通信確立試験

- 目的
基地局のLoRaがCanSatのLoRaと通信が可能であることを確認する。
- 試験内容
基地局側のLoRaから送信を行い, CanSat側のLoRaから受信出来るかを確認した。
- 結果
実験動画を下記リンクに示す。
<https://youtu.be/zWCrzz4PUQ4>

動画より, CanSatのLoRaが基地局から発信された情報を受信できていることを確認できた。
- 考察
動画より, 正しくLoRaの通信をすることが可能であることが分かった。

v17. オドメトリによる経路推定試験

- 目的
ホイールオドメトリによって走行経路が推定できているかを検証する。
- 試験内容
設定したあるGPS座標までホイールオドメトリによる経路推定のみでナビゲーションを行い, ホイールオドメトリのみの経路推定ではどの程度の誤差が生まれているかを調べる。
- 結果
図7.17.1にオドメトリによる走行経路を示す。図の横軸は横軸が相対座標におけるx座標, 縦軸が相対座標におけるy座標で, それぞれの単位はmである。青の実線が自己位置推定で獲得された経路, 青の矢印が自己位置推定で獲得された方位, オレンジの点線がgpsで獲得された経路, 赤の矢印が9軸センサで獲得された方位である。また, 原点がスタート地点で星がゴール地点である。

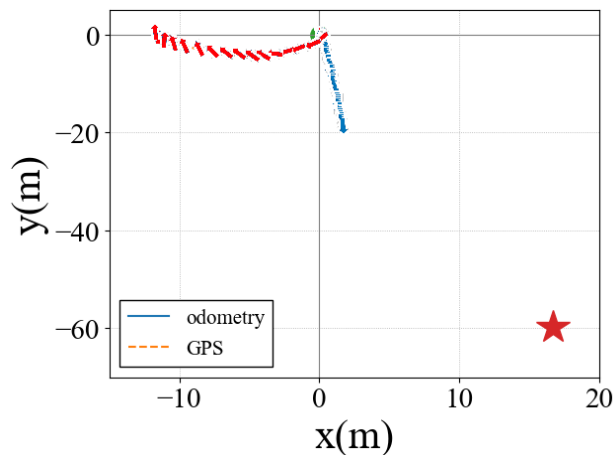


図7.17.1 オドメトリによる経路推定

- 考察

図を見るとわかるように、オドメトリによる推定方位は実際の方位に比べて、約90度の誤差が発生した。また、5~10mほどで方位角の誤差が約90度に達しているため、キャリブレーションする際の走行距離は5~10mが適切であると考えられる。

v18. skyline法によるCanSat方位推定試験

- 目的
skyline法によってCanSat自身の方位を推定できるかを確認する。
- 試験内容
最初にCanSatを旋回させ、周囲の画像と角度情報を紐づけたマッチング画像を撮影。その後、様々な方向にCanSatの方位を変更しskyline法を適用することで、CanSatの方位を推定する。
また、本番環境を想定するため、blackrock砂漠の360°画像をgoogle earthから取得し、その画像を分割することで本番で取得する風景画像を再現する。同様に獲得したblackrockの他画像にskyline法を適用することで擬似的に砂漠でのskylineを検証する。

● 結果

試験1回目の結果を表6.18.1に示す

表6.18.1 skyline検証試験の結果

回数	推定角度	9軸の角度(実際の角度)	絶対角度誤差
1回目	305.4°	203.1°	102.3°
2回目	マッチング失敗		
3回目	303.5°	213.9°	89.6°
4回目	299.7°	253.7°	46.0°
5回目	297.6°	275.5°	22.1°

砂漠を想定した試験2回目の結果を表6.18.2に示す

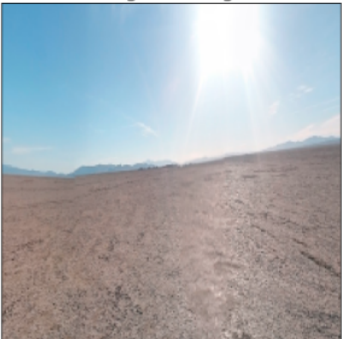
表6.18.2 skyline検証試験の結果(砂漠環境)

回数	推定角度	実際の角度	絶対角度誤差
1回目	60°	100°	40°
2回目	90°	60°	30°
3回目	45°	60°	15°

また、試験2回目で推定に使用したターゲット画像とマッチング画像を表6.18.3に示す

表6.18.3 砂漠環境再現で使用したターゲット画像とマッチング画像

回数	画像(ログはターゲット画像とマッチング画像を示す。 また画像は左から元画像, 前処理後画像, 推定に使用されたマッチング画像)
----	--

1回目	start esitimate : target_100.png match to : angle_060.png diff angle : 40 Original Image  Gammaed Image  Matched Image 
2回目	start esitimate : target_060.png match to : angle_090.png diff angle : 30 Original Image  Gammaed Image  Matched Image 
3回目	start esitimate : target_045.png match to : angle_060.png diff angle : 15 Original Image  Gammaed Image  Matched Image 

- 動画

1回目	https://youtu.be/1mOoOyO8zXc
-----	---

- 考察

推定誤差が20°~100°程度発生することがわかる。使用している9軸の角度は大きくて2, 30°程度の誤差が発生することから、撮影時の誤差+照らし合わせ時の誤差で40°~60°程度の誤差までは許容すべきである。マッチング失敗に関しては、その推論結果が算出された際には他の場所へ移動してから再度skylineによる角度検出を行う必要がある。

審査書のフィードバックを受け、砂漠環境でのskylineの検証も行った。blackrockの画像があまり存在しない都合で試行はあまり多くできなかったが、砂漠のような何も無い環境でも風景から特徴点を抽出し、マッチングが行えることがわかった。

推定精度に関しては、表6.18.1にある通りで推定誤差が大きくなってしまっている場合がある。審査書提出後も推定誤差を小さくする、または推定誤差が多く出過ぎると想定される画像(特徴量の少ない画像)はキャリブレーションに使用しない等の処理を検証し、方位のキャリブレーションの精度を向上していく予定である。

v19. 通信強度による相対座標算出試験

- 目的
4.4.2.2で示したアルゴリズムに従って、通信局から送られてくる方位信号の電波強度からCanSatの相対座標を算出できることを確認する。
- 試験内容
CanSatを通信局から一定の距離に置き、その地点で得られた相対座標と実際の座標を比較して評価する。また、様々な距離から試験を行い結果を比較する。実験開始位置のCanSatと通信局の距離を30[m]とし、この位置を基準とし、この地点から30[m], 60[m], 90[m]離れた位置での相対座標の結果を確認した。
- 結果
動画: <https://youtu.be/tcBh15J5FEo>

相対距離の計算結果を表6.19.1に示す

表6.19.1 相対座標検証試験の結果

回数	相対距離 30m	相対距離 60m	相対距離 90m
1回目	72.9m	61.0m	74.1m
2回目	66.6m	50.9m	84.6m
3回目	55.5m	84.6m	81.5m
平均	65.0m	65.5m	80.1m

- 考察
計算結果から10[m]~40[m]程度の誤差があることがわかる。今回使用するLoRaの伝搬特性から距離が約60[m]以上離れると安定することがわかる。これを考慮すると、算出した相対距離は妥当な結果である。60[m]以上離れた距離の誤差が25~26[m]であり、LoRaの伝搬特性は距離が約60[m]以上離れると安定することを考慮すると、ゴール付近へ移動することは可能であると考えられる。ゴールコーンから90[m]以上離れたフィールド外に通信局を設置することで、誤差20[m]以内に制御できると判断した。

v20. ナビゲーション試験

- 目的
ナビゲーション走行によって、ホイールオドメトリによる走行+通信強度による相対座標&skyline法による方位推定によってゴール付近まで接近できるかどうかを検証する。
- 試験内容
あるGPS座標を設定し、その地点まで提案するキャリブレーション込みでのナビゲーション走行を行う。そしてその走行結果が設定したGPS地点からどの程度離れているかを試験する。
- 結果
本試験は本審査書提出後に行う予定です。
- 考察

v21. 自己位置推定評価レポート作成試験

- 目的
本ミッション中にCanSatが実際に走行した自己位置の遷移と、各種アルゴリズムによって推定された自己位置の遷移を確認し、どの程度の誤差が生まれているかを確認するレポートを作成する。
- 試験内容
E2E試験を実施し、獲得されたログから実際の走行経路と、自己位置推定によって獲得された走行経路を比較し、自己位置推定結果を評価するレポートを作成する。
- 結果
本試験では2022年8月13日に行われた能代宇宙イベントでの投下で獲得したログを使用した。ログから作成された自己位置推定評価レポートは図7.21.1である。図の横軸は横軸が相対座標におけるx座標、縦軸が相対座標におけるy座標である。それぞれの単位はmである。青の実線が自己位置推定で獲得された経路、青の矢印が自己位置推定で獲得された方位、オレンジの点線がgpsで獲得された経路、赤の矢印が9軸センサで獲得された方位である。また、四角がスタート地点で星がゴール地点である。

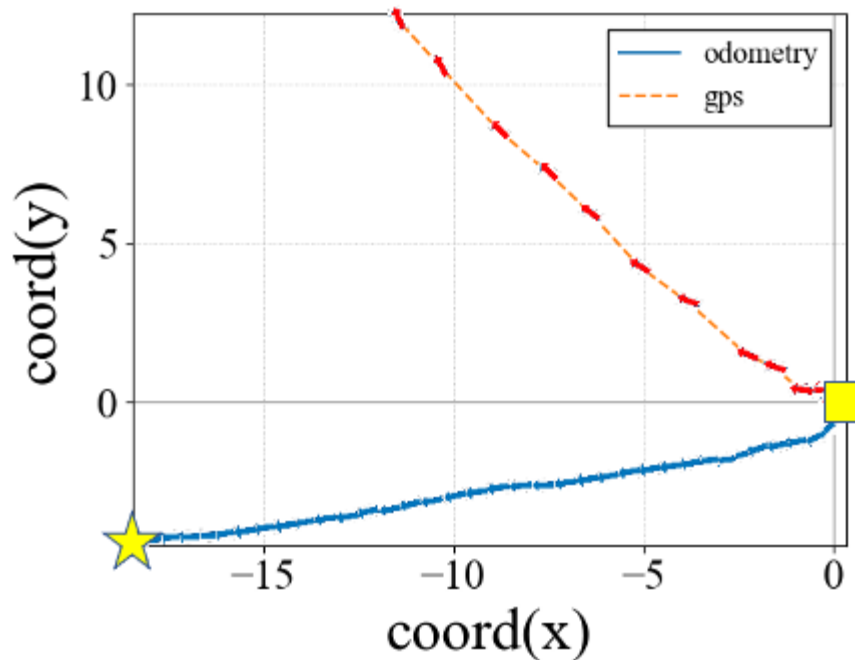


図7.21.1 自己位置推定評価レポート

- 考察
ログからその場で自己位置推定の経路をグラフ化することができ、またどの程度の誤差が発生しているか評価できることがわかった。

v22. 制御履歴レポート作成試験

- 目的
ミッション後、規定された制御履歴レポートを提出するため、得られたログデータから制御履歴レポートを作成する。
- 試験内容
End-to-End試験で得られた制御履歴に関するログデータから提出用の制御履歴レポートを実際に作成する。走行の軌跡や各地点での制御方向が含まれる経路図に関しては、本ミッションでは推定値と実測値が存在するため、自己位置推定評価レポートに記載する。
- 結果
CanSatの制御履歴を下記に示す。> から始まる文は、入力コマンドを意味し、制御履歴の先頭のwait以降ではコマンドが入力されていない。赤字が説明である。

CanSatの制御履歴

```
[1m[07:00:19] [36mSequence: [32m'testing'
[0m
[5C[F
```

> wait (CanSatが待機状態)

= start waiting

Waiting Mode :light, 1

[1m[07:01:31] [36mSequence: [32m'waiting' (光センサーによる放出判定の処理を実行)

[0mTime: 07:01:32

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:33

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:34

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:35

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:36

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:37

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:38

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:39

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:40

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:41

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:42

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:43

Light count: 0/10 (LOW)

Time: 07:01:44

Light count: 0/10 (HIGH)

Time: 07:01:45

Light count: 2/10 (HIGH)

Time: 07:01:46

Light count: 3/10 (HIGH)

Time: 07:01:47

Light count: 4/10 (HIGH)

Time: 07:01:48

Light count: 5/10 (HIGH)

Time: 07:01:49

Light count: 6/10 (HIGH)

Time: 07:01:50

Light count: 7/10 (HIGH)

Time: 07:01:51

Light count: 8/10 (HIGH)

Time: 07:01:52

Light count: 9/10 (HIGH)

[1m[07:01:53] [36mSequence: [32m'falling' (放出判定が10秒間連続で成功したため、落下状態に移行)

[0m

(以下、ジャイロセンサーによる着地判定の処理を実行)

(動画内で確認できるが、落下を模擬するため、CanSatをわざと揺らしているため、ジャイロセンサーの着地判定が失敗し続ける。)

[0mstoi

Time: 07:01:54

Pressure count: 1/10 (1004.97 hPa)

Gyro count: 0/10

GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi

Time: 07:01:55

Pressure count: 2/10 (1005.009 hPa)

Gyro count: 0/10

GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi

Time: 07:01:56
Pressure count: 3/10 (1005.138 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:01:57
Pressure count: 4/10 (1004.916 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:01:58
Pressure count: 5/10 (1005.004 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:01:59
Pressure count: 6/10 (1005.004 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:02:00
Pressure count: 7/10 (1005.044 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:02:01
Pressure count: 8/10 (1005.044 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi

Time: 07:02:03
Pressure count: 9/10 (1005.018 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:02:04
Pressure count: 10/10 (1005.014 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:02:05
Pressure count: 11/10 (1005.006 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:02:06
Pressure count: 12/10 (1004.978 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6403167, 139.5448950

[0mstoi
Time: 07:02:07
Pressure count: 13/10 (1004.984 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6406067, 139.5447833

[0mstoi
Time: 07:02:08
Pressure count: 14/10 (1005.037 hPa)
Gyro count: 0/10
GPS position: 35.6406183, 139.5447817

(この時点でCanSatを静止させたため、以降ではジャイロセンサーの着地判定が成功

し続ける)

[0mstoi

Time: 07:02:09

Pressure count: 15/10 (1005.041 hPa)

Gyro count: 1/10

GPS position: 35.6406433, 139.5447750

[0mstoi

Time: 07:02:10

Pressure count: 16/10 (1004.982 hPa)

Gyro count: 2/10

GPS position: 35.6406383, 139.5448083

[0mstoi

Time: 07:02:11

Pressure count: 17/10 (1004.985 hPa)

Gyro count: 3/10

GPS position: 35.6406333, 139.5448350

[0mstoi

Time: 07:02:12

Pressure count: 18/10 (1005.018 hPa)

Gyro count: 4/10

GPS position: 35.6406367, 139.5448383

[0mstoi

Time: 07:02:13

Pressure count: 19/10 (1005.062 hPa)

Gyro count: 5/10

GPS position: 35.6406300, 139.5448467

[0mstoi

Time: 07:02:14

Pressure count: 20/10 (1005.031 hPa)

Gyro count: 6/10

GPS position: 35.6406083, 139.5448617

[0mstoi
Time: 07:02:15
Pressure count: 21/10 (1004.991 hPa)
Gyro count: 7/10
GPS position: 35.6406050, 139.5448717

[0mstoi
Time: 07:02:16
Pressure count: 22/10 (1005.019 hPa)
Gyro count: 8/10
GPS position: 35.6405900, 139.5448983

[0mstoi
Time: 07:02:17
Pressure count: 23/10 (1005.076 hPa)
Gyro count: 9/10
GPS position: 35.6405700, 139.5449317

[0mstoi
Falling completed! (by gyro and pressure)
[1m[07:02:18] [36mSequence: [32m'para_separating'(**ジャイロセンサーの着地判定も10秒間連続で成功したため、切り離し状態に移行**)

[0m

[0mstoi
Para separating... (1/10)

[0mstoi

[0mstoi
Para separating... (2/10)

[0mstoi
Para separating... (3/10)

[0mstoi

[0mstoi

Para separating... (4/10)

[0mstoi

Para separating... (5/10)

[0mstoi

[0mstoi

Para separating... (6/10)

[0mstoi

Para separating... (7/10)

[0mstoi

Para separating... (8/10)

[0mstoi

[0mstoi

Para separating... (9/10)

[0mstoi

Para separating... (10/10)

Para separating finished!

[1m[07:02:33] [36mSequence: [32m'para_separating' > 'waking'

[0mWaking finished!

[1m[07:02:39] [36mSequence: [32m'para_separating'

[0mThis rover is used as PARENT rover!

town

[1m[07:02:39] [36mSequence: [32m'ready'

[0mreceived data in carryber rover

Success! lora cmd push:

1

Success! lora cmd push:

2

[1m[07:02:39] [36mSequence: [32m'ready' > 'magnet_calibrating'(CanSatが地磁気のキャリブレーションを行っている状態)

[0mMagnetCalibrating: Turning right...

MagnetCalibrating: Turning left...

MagnetCalibrating: Turning stopped!

min: (-16.95, 53.4, -41.85)

max: (31.5, 103.95, -11.7)

Command:

nineaxis minmax -16.95 53.4 -41.85 31.5 103.95 -11.7

filtered min: (-10.5, 56.4, -36.6)

filtered max: (26.4, 98.85, -15.15)

Command:

nineaxis minmax -10.5 56.4 -36.6 26.4 98.85 -15.15

MagnetCalibrating has been finished!

[1m[07:02:51] [36mSequence: [32m'ready'(CanSatが地磁気のナビゲーションの準備を行っている状態, ここではskyline方に用いる周辺の風景画像を取得中)

[0mangle info : [0, 0, 0, 1,]

append img

angle info : [0, 0, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 0, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 0, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 0, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 0, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 0, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 1, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 1, 0, 1,]

append img

angle info : [1, 1, 1, 1,]

append img

angle info : [1, 1, 1, 1,]

append img

angle info : [1, 1, 1, 1,]

finish making panorama

write path : ./log/20220805_0702_panorama_0.png

write path : ./log/20220805_0702_panorama_1.png

write path : ./log/20220805_0702_panorama_2.png

write path : ./log/20220805_0702_panorama_3.png

write path : ./log/20220805_0702_panorama_4.png

```
write path : ./log/20220805_0702_panorama_5.png
write path : ./log/20220805_0702_panorama_6.png
write path : ./log/20220805_0702_panorama_7.png
write path : ./log/20220805_0702_panorama_8.png
write path : ./log/20220805_0702_panorama_9.png
write path : ./log/20220805_0702_panorama_10.png
write path : ./log/20220805_0702_panorama_11.png
finish aroundcapture, next skylne
popRecievedData()
This rover is used as PARENT rover!
[1m[07:03:34] [36mSequence: [32m'navigating'(CanSatがナビゲーション走行を開始)

[0m

[0mstoi
Time: 07:03:35
target coord:(35.64060650,139.54393000)
target xy coord:(-26.88408787, 89.26174746)
Target Azimuth: 286.766
Current Azimuth(odometry): (0.008, 0.000)
Current Azimuth(nine axis): 321.826
Goal Distance: 93.225 m

[0mstoi
Time: 07:03:36
target coord:(35.64060650,139.54393000)
target xy coord:(-26.88408787, 89.26174746)
Target Azimuth: 286.864
Current Azimuth(odometry): (0.140, 0.113)
Current Azimuth(nine axis): 157.629
Goal Distance: 93.154 m

(中略)

[2K[0Gt
[1C[2K[0Gte
[2C

[0mstoi
Time: 07:04:20
```

target coord:(35.64060650,139.54393000)
target xy coord:(-26.88408787, 89.26174746)
Target Azimuth: 286.741
Current Azimuth(odometry): (-0.037, 0.006)
Current Azimuth(nine axis): 104.319
Goal Distance: 93.206 m

[2K[0Gtes
[3C[2K[0Gtest
[4C

[0mstoi
Time: 07:04:21
target coord:(35.64060650,139.54393000)
target xy coord:(-26.88408787, 89.26174746)
Target Azimuth: 286.851
Current Azimuth(odometry): (0.120, 0.109)
Current Azimuth(nine axis): 150.584
Goal Distance: 93.153 m

- 考察
E2E試験で獲得されたログを使用している。ミッション自体に失敗してもログは全てオレンジパイ
上に書き込まれており、即座に制御履歴を作成できることが本試験にて確認できた。

第7章 ガントチャート(工程管理)

- 以下にガントチャートのスプレッドシートのURLを添付する。
なお、このガントチャートは8月に秋田の能代で開催される能代宇宙イベントのガントチャートとしても併用
している。

[hodr_GanttChart.xlsx](#)

- 本番までのマイルストーンを以下に示す。
 - チーム全体(8/8 ARLISS本審査提出)
 - 定例MTG:毎週木曜
 - 概形決定:5/1
 - BBM作成:5/21
 - 技術検証のため
 - EM作成:6/1~6/23
 - PM作成期間確保&安全審査検証のため
 - 通信確立試験:6/25
 - PM作成:6/26~7/10
 - 安全本審査書類の提出まで約3週間前
 - End-To-End試験:7/10~8/8
 - FM作成(予備部品含む):7/20~8/1
 - 本審査書類の作成:8/1~8/17
 - ハードウェア

- BBM用機体作成:5/10 ~ 5/21
- EM用機体作成:6/10 ~ 6/22
- パラシュート落下試験:6/23
- PM用機体作成:6/26~7/10
 - 以下の部品作成に1週間程度
 - シャーシ
 - タイヤ
 - モータホルダ
 - パラシュート機構
 - スタビライザ
 - 車軸
- パラシュート落下試験:6/23
- 質量試験:6/25
- 機体の収納・放出試験:6/25
- 着地衝撃試験:6/29
- 開傘衝撃試験:7/3
- 静荷重試験:7/3~7/5
- 走破性能に関する試験:7/3~7/5
- 振動試験:7/29
- 分離衝撃試験:7/29
- 回路
 - 回路図設計:5/5~5/15
 - BBM回路の作成:5/20
 - 必要なセンサの最終決定:5/29
 - 回路の発注:6/1
 - print基板を設計後に発注
 - センサの実装:6/20
 - print基板到着次第着手
 - print基板のデバッグ:6/20~6/23
 - 通信局側回路作成 7/1 ~ 7/10
 - 回路量産:7/15~8/10
 - 電力耐久試験:7/15~7/21
- ソフトウェア
 - ホイールオドメトリによる経路算出:5/20 ~ 6/4
 - LoRa制御実装:6/8 ~ 6/21
 - skyline法による姿勢推定:7/1 ~ 7/4
 - 通信強度による相対座標算出実装:6/8 ~ 6/21
 - シーケンスの実装:6/30~7/5
 - 精密ゴール検知の実装:7/1~7/3
 - 通信確立試験:7/1 ~ 7/4
 - 反転・横転復帰試験 7/4 ~ 7/10
 - ホイールオドメトリによる走行経路算出試験:7/15 ~ 8/4
 - skyline法によるCanSat方位推定試験:7/15 ~ 8/4
 - 通信強度による相対座標算出試験:7/15 ~ 8/4
 - ゴール検知試験:7/15 ~ 8/4
 - 制御履歴レポート試験:7/4 ~ 8/4
 - 自己位置推定評価レポート作成試験:7/15 ~ 8/4
 - 長距離通信試験:7/18 ~ 8/4

第8章 責任教員による自己安全審査結果のまとめ

・カムバックコンペティションに参加しない場合は、M3とM4は削除してください。

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試験を実施できている, 今後, 大幅な設計変更はない	☒	

責任教員所感

GPSレスでのナビゲーションに向け、本年度は設置したアンテナからの電波強度による自己位置補正と風景画像のマッチングによる方位補正の両方からキャリアブレーションするローバに取り組んでいます。実験はほぼ完了しており、ミッション達成に向けた準備が整って参りましたが、End-to-Endの試験回数が少なく、位置と方位の補正の精度が足りておりませんので、その点の対策が必要かと思っています。この部分に関しては継続して指導して参りますので、ご審査の方、よろしくお願い致します。

第9章 大会結果報告

9.1 目的

開発したCanSatの有効性を検証するため、ロケットに搭載し、打ち上げてから、キャリア放出判定からゴール判定およびミッション達成までのシーケンスを自律して制御できるかを検証するために参加した。

9.2 結果

表9.2.1サクセスクライテリア達成度合

	ミニマム サクセス	ミドル サクセス	フル サクセス	エクストラ サクセス
1回目	×	×	×	×

- 取得データ

図9.2.1にロケットによる上昇から着地後までの9軸センサから取得した値から算出した加速度のログを示す。縦軸が加速度(m/s^2)、横軸は日時を表す。また、青、オレンジ、灰色の線はそれぞれx,y,z軸の加速度を示す。

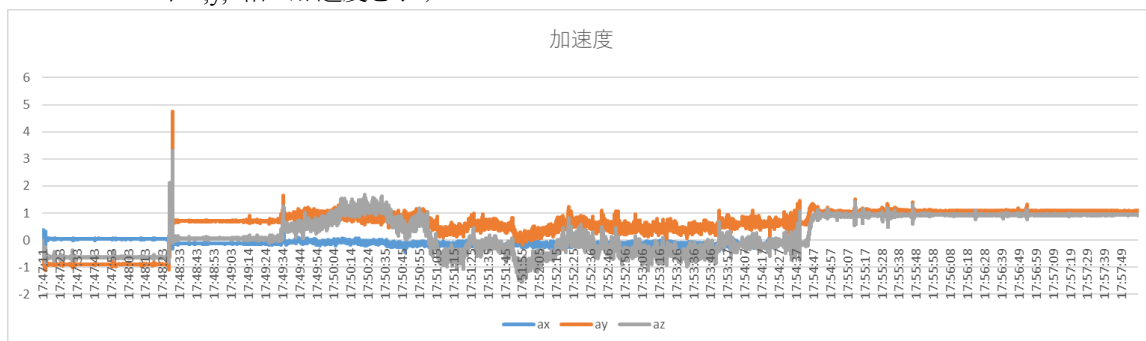


図9.2.1: 加速度の変化

CanSatは破損した状態で発見された。着地点のCansatの状態を図9.2.2, 図9.2.3に示す。



図9.2.2: 着地後の機体の様子



図9.2.3: 機体から外れたタイヤ

9.3 考察

CanSatが落下している最中にパラシュートを誤って切り離し、自由落下してしまった。自由落下した原因は、制御履歴が複数出力されていたため、多重起動した一方のプログラムが走行時のシーケンスに移り、空中での9軸の値に反応してWakingシーケンスが繰り返し実行されたためと考えられる。

CanSat制御履歴1

```
[1m[17:47:11] [36mSequence: [32m'testing'
[0mcontinue sequence is :waiting
Waiting Mode :light
[1m[17:47:11] [36mSequence: [32m'waiting'
[0mTime: 17:47:12
```

CanSat制御履歴2

```
[1m[17:47:10] [36mSequence: [32m'testing'  
[0mcontinue sequence is :falling  
[1m[17:47:10] [36mSequence: [32m'falling'  
[0mTime: 17:47:11
```

第10章 まとめ

10.1 エフ・努力した点

【工夫した点】

- ハード
 - 送信局アンテナを水平に回転させるためにアンテナの重心を考慮してアンテナ固定台に接続するようにした。
 - 受信局アンテナをスムーズに展開するためにタイヤの内側にアンテナ展開用のガイドを取り付けた。
- 回路
 - モータとラズパイ電源の位置を分離することで指し間違いによるヒューマンエラーを防ぐ構造にした。
 - Cansatと通信局基盤を共通化しておくことで、どちらかが壊れたときの予備としてすぐに使えるようにした。
- ソフト
 - orangepiにPWM制御の限界があるので、一度に複数起動しないように工夫した。

【苦労した点】

- ハード
 - 送信局アンテナをアンテナ台に固定することに苦戦した。
 - 電池ボックス、USBアクセラレータ、USBハブ、各接続ケーブルが干渉しないように配置することに苦戦した。
- 回路
 - orange pi pc2の仕様がわからず、例年通りに動かない部分があったため、それぞれのピンが適切に動くか確認する必要があった。
- ソフト
 - orange pi pc2の取扱がかなり難しかった。設定したパルス波が出力できない、熱で暴走してしまう、重い処理に耐えられないなど、cansatのマイコンとして全く使い物にならなかった。

10.2 課題点

- ハード
 - 機体設計と部品配置をあらかじめ綿密に決めておくべきだった。
- 回路
 - 本番直前まで回路の不具合を抱えていたため、ソフトのデバッグの時間を奪ってしまった。
- ソフト
 - 実装を円滑に進めることができた一方、実装後に行う実験については計画的に進めることができなかったため、スケジュールに遅れが生じてしまった。
 - アルゴリズムの精度検証がほとんどできなかった。開発期間中はほとんどミッションと関係ないデバッグで終わってしまった。

10.3 おわりに

本チームはGPSや地磁気の情報に頼らずに自己位置推定を行うCanSatを提案した。初期位置からの相対座標と相対角度によって任意の目的地点までのナビゲーション制御を実現する手法を確立することにより、未知の惑星環境での探索を可能とすることを目指した。残念ながらミッションを達成することはできなかったが、今回の参加を通じて開発したCansatの課題点を把握することができた。課題点はチーム全体で共有し、今後のCansat開発に活かすこととする。