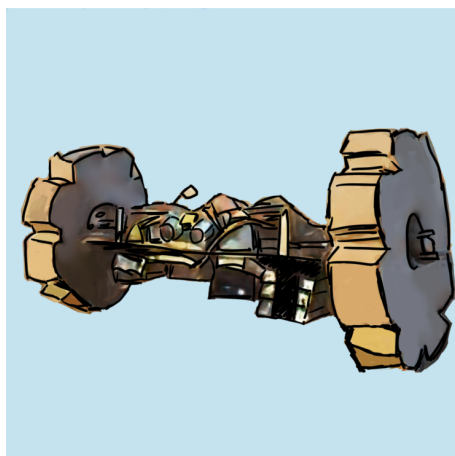


埼玉大学 宇宙工学サークルあかとき

SC-2.1 完成報告書

2022年11月1日



目次

1	はじめに	2
2	ミッション	3
2.1	ミッションステートメント	3
2.2	ミッション背景	3
2.3	ミッション内容	3
2.4	サクセスクライテリア	4
3	開発体制	4
3.1	開発メンバー	4
3.2	開発環境	6
3.3	予算	6
3.4	開発計画	7
4	概念設計	7
4.1	ミッションシーケンス	7
4.2	構造系	7
4.3	電装系	7
5	構造系詳細設計	7
5.1	機体概要	7
6	電装系詳細設計	10
6.1	電装班開発環境	10
6.2	電装概要	10
6.3	CanSat 搭載電装ハードウェア	10
6.4	CanSat 搭載電装ソフトウェア	13
7	まとめ	18

1 はじめに

文責：西濱

本プロジェクト「SC-2.1」は、埼玉大学宇宙工学サークルあかときで初めて 0m ゴールを達成した機体である。そのアルゴリズムを含めた全てシステムは、本サークルで半永久的に受け継がれるべき技術であり、今後の本サークルの発展を祈願して、完成報告書を作成した。

SC-2.1 は、本サークル第 3 期のメンバーによって発足され、種子島宇宙コンテストに向けて開発を進めた。プロジェクト発足時期は 12 月下旬頃であり、コンテストが 3 月であることを考えると非常に開発期間が短いプロジェクトであった。

そのようなこともあり、本プロジェクトのプロジェクトマネージャー（以下、PM）である私は、本サークル第 2 期のメンバーによって開発された SC-2 の後継機製作を行うことにした。SC-2 は落下後、走行はしたものの 0m ゴールとは程遠い結果でプロジェクトは終了していた。本サークルが今までに開発してきた CanSat 機も、残念ながら 0m ゴールを達成できた機体は未だにない。本プロジェクトで、今一度、基本に立ち戻り、0m ゴールを目指すことにしたのである。

第 3 期のメンバーは、SC-2.1 の前に SC-5 を製作していた。SC-5 はミッション機であり、かなり特有の機構をふんだんに搭載していた。しかし、技術的な面と、時間の都合により、多くの機構が開発途中でプロジェクト全体の開発は終了となっていた。このようなこともあり、第 3 期メンバーが基礎に立ち返り、基本的な機構を「完璧に」完成させようというコンセプトで始めた。また、SC-2.1 の開発期間を考え、SC-2 から流用し、改善を試みるという方法を取ったのである。

この方法には一つ大きな欠点が存在する。新しいイノベティブな開発は、多くの場合、開発メンバーのモチベーションは高い。困難さの中にやりがいを見出すことができるからである。しかし、本ミッションは特段、新しい機構があるわけでもなく、SC-2 の改良機製作であり、一から全てを考えた機体であるわけではないため、SC-2.1 への愛着やモチベーションといったものの低下は否めない。実際に、反省点として特に構造班員から、そのような話を聞いた。電装班よりも構造班のほうにそのような意見が多かったのは、対面活動の日数の違いによるものであると私は考えている。モチベーション低下に関して指摘してくれた構造班員も同様に指摘している。電装班は、本プロジェクトにおいて構造班よりも多くのタスクを受け持った。その結果、ほぼ毎週、土曜日、さらには日曜日に活動することとなった。私の検証によると、電装班の活動時間は構造班に対して 10 倍近くの時間を割いたことが確認できている。

このようなこともあり、開発終了予定日付近では、構造班はほぼやることがない状態で、電装班はタスクが山積みという状態であった。これらの状況を考慮して、殆どこのような試みを行うことはないのだが、構造班員を 2 人にし、それ以外すべてのメンバーを電装班員に強制的に移動してもらった（このとき移動してもらったメンバーを「特任電装班」と呼ぶ）。それに際し、電装班長に追加して、副電装班長を SC-5 のときに PM を経験している後藤亜花里氏にお願いした。

かなり、狂気じみた決断ではあったが、これが功を奏し、問題の解決策が湧き水のように出てきたのである。私として、この決断は素晴らしかったと感じており、同様に電装班長からも称賛を得ている。結果として、「考える」作業というのは、最も時間のかかることであるが、日本古来のことわざにもあるように「三人寄れば文殊の知恵」となるのである。電装班のタスクが飽和状態であったことからわかるように、全体で考え

るべきことも多数あったと感じている。班ごとに明確にタスクを振る行為は、合理的である一方で、同時に上述したような弊害を生むリスクがある。このようなことを肌と感じたプロジェクトであったといえる。

2 ミッション

文責：西濱

2.1 ミッションステートメント

今回の CanSat（以下、SC-2.1 と称す）は本サークルが 2 年前に開発した SC-2 の改良機体である。開発メンバーは再編成を行い、当時の技術文書等を参照しながら開発を行う。SC-2.1 の最大の特徴は「速さと正確さの両立」である。従来機 SC-2 は「0m ゴール」など、いかに自動制御で正確に目的地に辿り着けるかを追求したものであったが、実際の宇宙探査においてはそれだけでは不十分な場合がある。例えば、宇宙飛行士の船外活動をサポートする機体が人命に関わる事故などで最速で必要物資を届ける必要がある際、速さと正確さが同時に求められる。そのため今回のミッションは、実際の宇宙探査を想定した場合、非常に意義深いものであると言える。今回は、機体の軽量化、多種センサーの同時利用、および角度補正の工夫によって両者の実現を目指す。

2.2 ミッション背景

ミッションステートメントは以下の 2 点を背景に設定された。

1. 宇宙飛行士に最速かつ正確に必要な物資を届ける
2. 自動制御で無人で物資を届ける

2.3 ミッション内容

ミッションステートメントを受けて、ミッション内容を以下のように設定した。

1. パラシュートを分離し、走行を開始
2. ゴールに向かって最高速度 TBD[m/s] で走行
3. 0[m] ゴールを達成する

【根拠と理由】

- パラシュートを分離しないと、惑星の凹凸で CanSat が停止してしまう可能性がある。
- 素早く正確に物資を届けるというコンセプトから最高速度と 0[m] ゴールといったミッションを加えた。

2.4 サクセスクライテリア

サクセスクライテリアを表1のように設定する.

表1 サクセスクライテリア

サクセスレベル	内容
minimum	パラシュートを分離し走行を開始する
middle	ゴールに向かって走り出し, TBD [m] 以内 (近距離フェーズに移行する値を基準にする) に近づくなおかつ 2[m/s] 以上の速度を出す
full	0m ゴール (接触までする)

各サクセスレベルの成功判断基準を以下のように設定する.

minimum

- 分離がおこなわれたことを目視で確認

full

- 最終到達地とゴールとの距離を実測する
- 直線距離の走行時にストップウォッチと動画を撮影することによって測定する

advanced

- カラーコーンと接触したことを目視によって確認することで 0 (m) の達成とする

3 開発体制

文責：西濱

3.1 開発メンバー

表2に本プロジェクトの開発メンバーと役職・担当を示す.

表2 開発メンバーと役職・担当

	氏名	役職・担当
1	西濱大将	プロジェクトマネージャー (PM)
2	酒向宇大	プロジェクトアシスタント (PA)
3	星光太郎	電装班長
4	池田北斗	構造班長
5	後藤亜花里	電装班
6	加藤佑都	電装班
7	松村実結	電装班・会計
8	百木健	構造班
9	小倉渥史	構造班
10	亀岡聖矢	構造班
11	藤井祐輝	構造班

3.2 開発環境

表3に本プロジェクトの開発環境を示す。

表3 開発環境

項目	場所
全体会	Skype
機体の製作	プラザウエスト（さいたま市の運営するコミュニティ施設） 埼玉大学
電装の制作	プラザウエスト（さいたま市の運営するコミュニティ施設） 埼玉大学
統合	埼玉大学

3.3 予算

文責：松村

表4に本プロジェクトの予算を示す。

表4 予算

項目	構造系	電装系	施設利用費等	合計
予算	¥41,927	¥46,000	¥4,073	¥92,000
執行額	¥37,780	¥37,143	¥4,073	¥78,996
残額	¥4,147	¥8,857	¥0	¥13,004

SC-2.1ではプロジェクト開始当初にメンバーの意向を確認し、「前身のSC-2の改良版であること」「種子島への旅費など個人の負担が大きいこと」などを踏まえて、プロジェクト費の予算を<82000円>とした。また予算の割り振りは、<構造：36000円 電装：36000円 その他（施設利用費等）：10000円>とした。その後の変遷としては、

- 3月上旬：構造班で予算が不足しそうになったため、施設費から<2000円>を構造班予算に移す。同時に、施設費の経理受理を打ち切る。
- 3月中旬：施設費の予算の残り<3927円>を構造班予算に移す。
- 4月上旬：プロジェクト継続のため全体の予算を<10000円>追加する。この時点で主に出費が増えそうなのが電装班であったため、電装班予算に追加分の<10000円>をまわす。

という形であった。最終的な予算や執行額は表4のとおりである。

結果的に、全体で残額< 13004 円>となったため、4月上旬の予算追加は必要なかったと言える。当初の想定予算よりも少ない経費で製作ができ良かった。また、施設利用費の経理受理を早めに打ち切り、不足している構造班などに予算を移すという PM の判断は正しかったと思う。今後は、施設利用費は少なめに見積もり、その分構造班・電装班に予算を割り振るようにしたい。そして、ミッションの特性にもよると思うが、構造班と電装班で執行額にほとんど差異は認められなかったので、今後の予算の割り振りの参考にしたい。

3.4 開発計画

概念設計 → 基本設計 → 詳細設計 → 製作

以上の4段階の開発計画を想定し、制作途中には対面で Design Review(DR) を一度行った。加えて毎週行われる全体会ではプロジェクトの進捗を確認した。

4 概念設計

4.1 ミッションシーケンス

文責：酒向

本プロジェクトのミッションシーケンスは以下のようである。

4.2 構造系

文責：池田

- キャリアから放出後、パラシュートが開傘する
- 地上に着地しパラシュート分離後、ゴールに向けて走行する

4.3 電装系

文責：星

- 地上着地後、パラシュートと機体本体を分離する
- ゴールの位置を認識し、ゴール方向に機体を誘導する

5 構造系詳細設計

5.1 機体概要

文責：池田

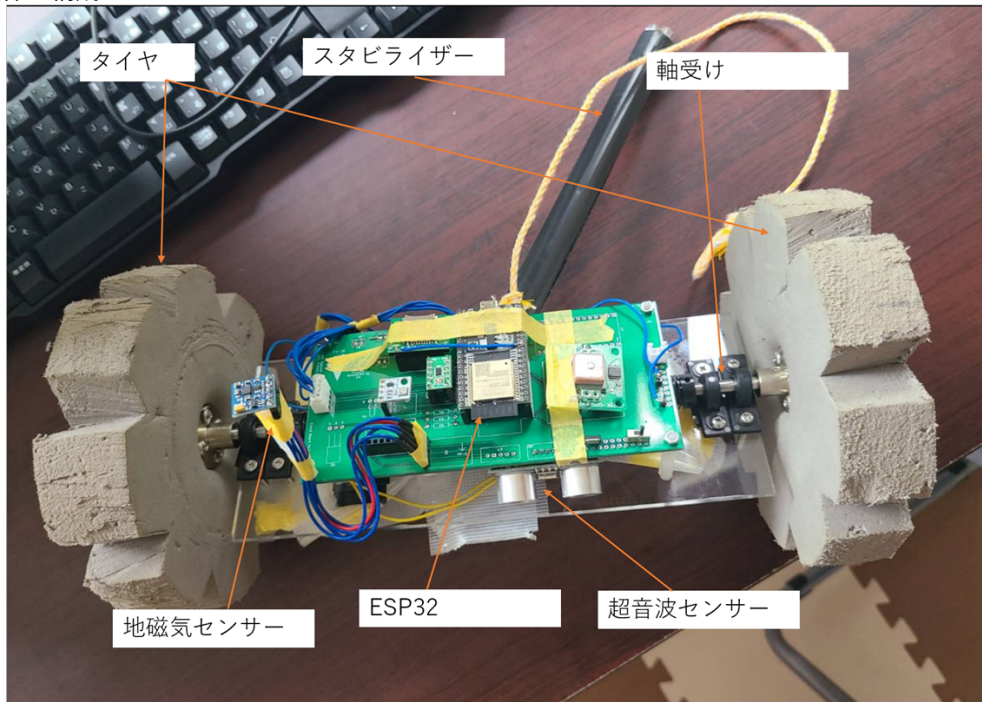
5.1.1 機体諸元

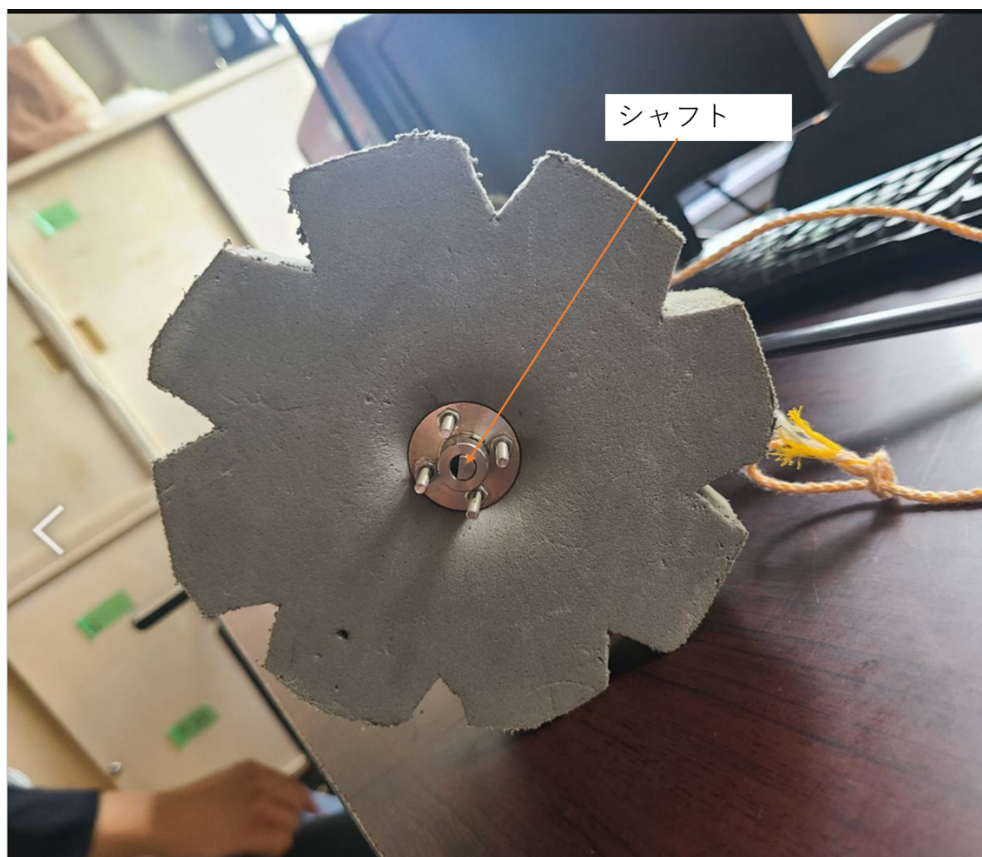
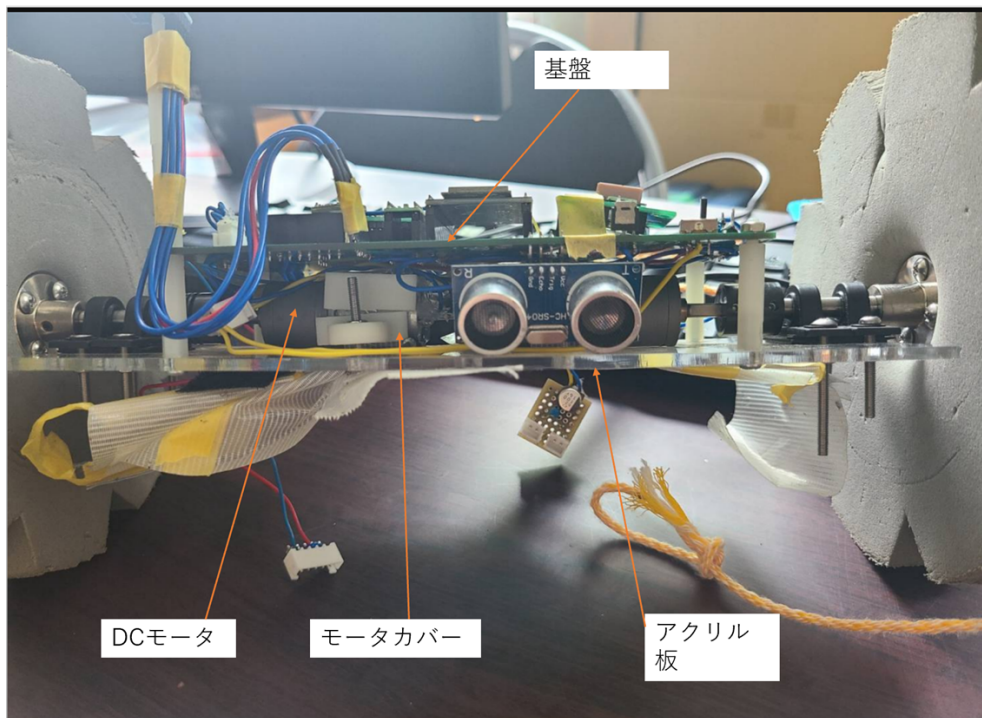
機体諸元を表5に示す。

表5 機体諸元

機体名称	SC-2.1
機体全長 [mm]	240
機体外径 [mm]	146
機体重量 [g]	822.5

5.1.2 機体の構成





図に各部名称と機体の内部構造の画像を添付する。

A) 投下試験

パラシュートを用いて気体の投下から着地までを行い，開傘衝撃と落下衝撃に対して機体の耐久性を確認した．終端速度の計測方法について，高さ 18.5m の地点から CanSat を投下し，5.2m (2 階相当) 以下の降下分は終端速度に達したとみなして計測を行った．投下試験は 3 回行った．

B) 投下試験結果

得られたデータから平均終端速度を算出すると 4.34[m/s] であった．また開傘衝撃と落下衝撃による機体の破損などは見受けられなかった．

6 電装系詳細設計

文責：星

6.1 電装班開発環境

開発環境として slack, googledocument, github を用いた．主に slack で開発を進める上での情報を交換し，週に一度行った電装班会議の議事録を googledocument に記録した．プログラムの管理には github を用い，センサのテストプログラム，CanSat のプログラム等を班全体で共有した．slack と github を連携させることで班員がプログラムを編集すると，slack で通知が来るようにした．

6.2 電装概要

SC-2.1 の電装は，前プロジェクト SC-5 の電装とほとんど同一であり，ミッション機 SC-5 の電装をランバック用に変えたものである．本機の特徴は多くのセンサを搭載していることであり，GPS，超音波センサ，気圧・温度センサ，加速度センサ，地磁気センサ，カラーセンサを搭載している．

6.3 CanSat 搭載電装ハードウェア

文責：松村，星

6.3.1 使用部品

図 1，表 6 にそれぞれ SC-2.1 のシステム図，搭載計器を示す．

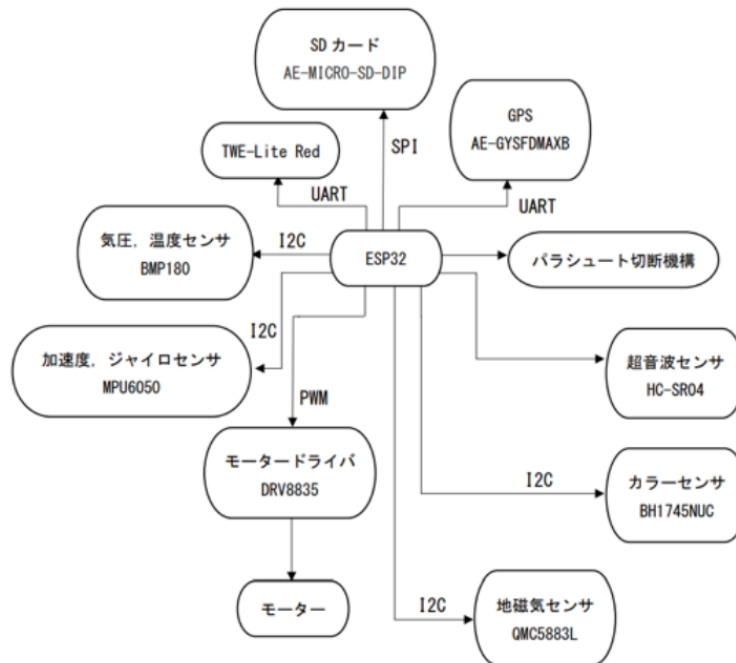


図1 システム図

表6 搭載計器

計器名	型番
マイコン	ESP32 DevKitC
気圧センサ	BMP180
加速度センサ	MPU6050
無線通信	TWE-Lite RED
GPS	GYSFDMAXB
カラーセンサ	BH1745NUC
超音波センサ	HC-SR04
地磁気センサ	QMC-5883L

6.3.2 使用電源

SC-2.1 で使用する電源は 3 種類あり、アルカリ乾電池 (9V, 1 個) とリチウムポリマー 2 次電池 (3.7V, 4 個) とボタン電池 (CR2032, 1 個) である。アルカリ乾電池はパラシュート分離機構用、リチウムポリマー電池は ESP32 とモーターの電源供給用、ボタン電池は GPS のバックアップ電池として用いる。リチウムポリマー電池は 2 個を直列接続して用いる。ESP32 にはレギュレータで 7.4V から 5V に降圧して電源を供給し。モーターには 7.4V を印加した。また、リチウムポリマー電池の端子はむき出しにせず、常にコネクタに接続することで絶縁しショートを防いだ。

6.3.3 回路図

図 2 に SC-2.1 の回路図を示す。

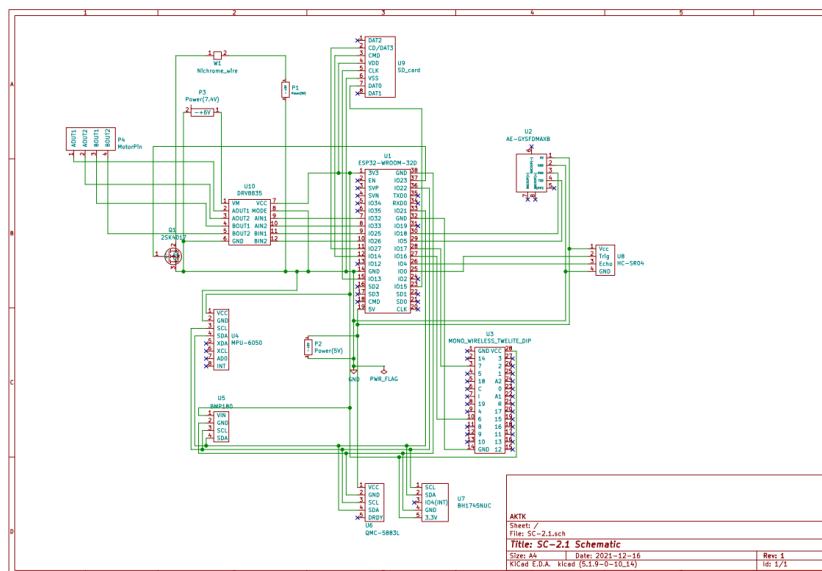


図 2 回路図

6.3.4 地磁気センサの取り付け位置

地磁気センサは、地磁気を検知してセンサが向いている方向を取得するが、基板に直接地磁気センサを取り付けた際に、モーターの磁気の影響を大きく受けてしまった。そのため地磁気センサを基板から離して取り付けることで、誤差を小さくした。

6.3.5 パラシュート分離機構

ニクロム線に 5 秒間電流を流し、発生したジュール熱を利用してニクロム線に巻き付けたパラシュートの紐を焼き切る仕組みを考えていた。ところがプリント基板にすべての部品を半田付けした後、End-to-end 試験直前に基板と機体のニクロム線を接続したところ、ESP32 にプログラムを書き込めなくなってしまった。これは、基板の配線幅及びクリアランス幅が狭く、配線の一部がショートしたためだと考えられる。以降の End-to-end 試験ではパラシュート分離機構を搭載していない。

6.3.6 地上局

地上局には TWE-Lite を用いてデータを送信する。また TWE-Lite BLUE よりも出力の大きい TWE-LiteRED を用いることで、ロストした際でも CanSat の GPS 座標を確実に地上局に送ることのできる仕組みを考えていた。しかし開発が間に合わず、本機には TWE-Lite を搭載していない。

6.3.7 ミドルサクセス

ミドルサクセスの「2[m/s]以上の速度を出す」を達成するために、モーターに12Vを印加することを考えていた。しかし、6V定格のモーターに2倍の電圧である12Vを印加することはモーターの負担が大きすぎるため、12Vを印加する時間を5秒間に制限するターボモードと、6Vを印加する通常走行用の2つに分けてプログラムを作成した。モーターに12Vを印加したところ、6V印加時に比べて2倍以上の速度を出すことを確認できたが、同時にモーターの回転が不安定になり、6Vを印加しているときでも時々モーターが回転しないことがあった。これはモータードライバー DRV8835 のモーター用電源の定格が11Vであるところに12Vの電源を接続したためだと考えられる。モーター用電源を7.4Vに変更したところ、モーターの回転は安定したが2[m/s]以上の速度を出すことはできなかった。

6.4 CanSat 搭載電装ソフトウェア

CanSat のプログラムは次の6つのフェーズに分けて作成した。

- Phase0：キャリブレーションフェーズ
- Phase1：待機フェーズ
- Phase2：降下フェーズ
- Phase3：分離フェーズ
- Phase4：遠距離探索フェーズ
- Phase5：中距離探索フェーズ
- Phase6：近距離探索フェーズ

6.4.4 から 6.4.10 で各フェーズの詳細を説明する。

6.4.1 ゴールとの距離の計算方法

文責：星

CanSat とゴールコーンとの距離は大円距離として求めた。以下、角度は弧度法で表す。

CanSat(GPS) の位置を点 P, ゴールコーンの位置を点 Q で表し、点 P, Q が半径 r の球面上にあり、各点の座標はそれぞれ球座標系で $P(r, \theta_p, \phi_p), Q(r, \theta_q, \phi_q)$ と表されるとする。これらを直交座標系に直すと、

$$P(r \sin \theta_p \cos \phi_p, r \sin \theta_p \sin \phi_p, r \cos \theta_p), Q(r \sin \theta_q \cos \phi_q, r \sin \theta_q \sin \phi_q, r \cos \theta_q) \quad (1)$$

となる。このとき \vec{OP} と \vec{OQ} の内積は、2つのベクトルのなす角を ω とすると、

$$\vec{OP} \cdot \vec{OQ} = |\vec{OP}| |\vec{OQ}| \cos \omega = r^2 \cos \omega \quad (2)$$

となり、(1) 式から求めた内積と (2) 式が等しいことから

$$\cos \omega = \sin \theta_p \sin \theta_q \cos(\phi_q - \phi_p) + \cos \theta_p \cos \theta_q \quad (3)$$

を得る。

次に、P の緯度、経度をそれぞれ Θ_p, Φ_p とし、Q の緯度、経度をそれぞれ Θ_q, Φ_q とすると、 $\theta_p, \phi_p, \theta_q, \phi_q$

はそれぞれ

$$\theta_p = \frac{\pi}{2} - \Theta_p, \phi_p = \Phi_p, \theta_q = \frac{\pi}{2} - \Theta_q, \phi_q = \Phi_q \quad (4)$$

と表される. (4) 式を (3) 式へ代入すると

$$\cos \omega = \cos \Theta_p \cos \Theta_q \cos (\Phi_q - \Phi_p) + \sin \Phi_p \sin \Phi_q$$

$$\therefore \omega = \arccos (\cos \Theta_p \cos \Theta_q \cos (\Phi_q - \Phi_p) + \sin \Phi_p \sin \Phi_q) \quad (5)$$

となる.

したがって PQ 間の大円距離 x は $x = r\omega$, (5) 式を用いて, 地球の半径を r として

$$x = r \arccos (\cos \Theta_p \cos \Theta_q \cos (\Phi_q - \Phi_p) + \sin \Phi_p \sin \Phi_q) \quad (6)$$

と表せる. なお, 地球の半径 r の値は 6378.137[km] を用いた.

6.4.2 ゴール方向の方位角の計算方法

文責：金川

6.4.3 ログデータおよびセンサデータの取り扱い

文責：星

ログデータとセンサデータは 2 つのファイルに分けて, microSD カードに保存した. ログデータは CanSat-Logdata.log, センサデータは SensorData.log(csv 形式) に保存し, バイナリーデータではなく, テキストデータで書き込みを行った.

6.4.4 Phase0: キャリブレーションフェーズ

文責：後藤

テストコードで地磁気センサを利用するにあたり, 条件の違いによって得られるデータの安定性に大きな違いが生じた. 使用するフェーズになってからキャリブレーションを行うプログラムの作成も考慮したが, 地磁気センサを利用するにあたりインクルードするファイル, "DFRobot_QMC5883" にキャリブレーションを行っている内容があった. これより信頼性を上げるためにはデータ取得初期にキャリブレーションを行う必要があると判断した. それがキャリブレーションフェーズを作成するに至った経緯である.

以下はキャリブレーションの方法である. センサからのデータ取得はループの初めにすべて行っている. そのためキャリブレーションは ESP32 (マイコン) が動き始めてからすぐのデータで行う必要があった. 幸い本プロジェクトの End-to-end 試験は落下試験とは分けて行ったため, ESP32 の電源を入れてすぐに必要数のデータが地磁気センサから得られるまで回転した. キャリブレーションに必要なデータは図 3 から 550 個と判断できた.

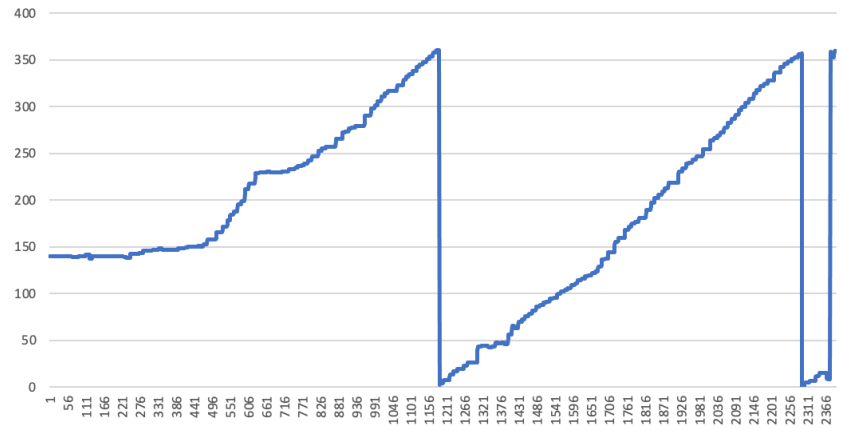


図3 地磁気センサの初期値

6.4.5 Phase1：待機フェーズ

文責：加藤

待機フェーズはSC2.1が落下を始めるまで待機するフェーズである。z軸方向の加速度が-2未満になると降下フェーズへ移行する。また、500msおきに高度の移動平均の階差をとり、その値が-1以下になった場合も、降下フェーズへ移行する。これにより、加速度センサー、気圧センサーのどちらかが動かない場合でもフェーズ移行が可能となっている。

6.4.6 Phase2：降下フェーズ

文責：加藤

SC2.1が降下を開始すると、降下フェーズへ移行する。降下フェーズでは分離フェーズへ移行するかの判断を行う。移行完了後、加速度センサーと高度センサーで地面に着地を検知する。その際の条件は加速度の移動平均の差が $0.1[m/s^2]$ 以下または、高度の移動平均の差が $0.5[m]$ 以下である。これを満たしたとき、分離フェーズに移行する。

6.4.7 Phase3：分離フェーズ

文責：加藤

SC2.1が地面に着地したことを確認して分離フェーズへ移行する。移行完了後、ニクロム線に5秒間電流を流すことでパラシュートを分離する。

6.4.8 Phase4：遠距離探索フェーズ

文責：後藤，星

遠距離探索フェーズはCanSatが走り始めてからゴールまで10mの距離と定義した。10m以上ではゴールまでの距離を測定し、ゴールに向かって走る、回転するを繰り返すフェーズとなっている。遠距離探索フェーズ

を図 4 に示した。

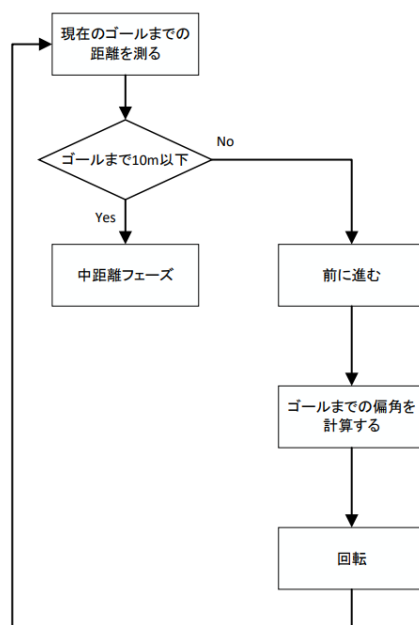


図 4 遠距離探索フェーズのフローチャート

偏角は地磁気センサである GY-271 によって測定する。このとき元にするテストコードは”DFRobot.QMC5883”である。このコードをより効果的なものとするために 15 回のデータを取り、これらを平均したデータを使用した。偏角を求めるためには GPS と GY-271 の両方が必要である。地磁気センサは機体の北向きからの角度、GPS では北向きからどれほど回転する必要があるのかをそれぞれ測定するためである。さらに偏角を計算後、機体が回転する際には偏角を測定すると共に右回りと左回りのどちらがより効率良く回転できるのかも if 文により場合分けを行った。

また遠距離探索フェーズではパラシュートと機体が絡まることを防ぐため、機体の地面と面している側に白色 LED とカラーセンサを取り付け、パラシュートの色を検知することで、パラシュートを避ける仕組みを考えていた。しかし、開発が間に合わずカラーセンサを搭載することはできなかった。

6.4.9 Phase5：中距離探索フェーズ

文責：西濱

中距離探索フェーズのアルゴリズムをフローチャートで図 5 に示す。中距離探索フェーズは、遠距離探索フェーズでは GPS の精度が不十分で、正確にゴールに向かって走行しなかったために、近距離探索フェーズとの繋ぎ合わせとして導入された。

最初の 3 秒の待機で GPS のデータを $10\text{Hz} \times 3 = 30$ 個のデータを取得し、その平均値を現在の CanSat の位置と認識する。また、遠距離探索フェーズでは、一切、ゴールとの偏角分の回転を実施しなかったが（回転分を一定にした）、本フェーズでは偏角が 10 度以下になるまで調整を実施し、その後、前進させた。

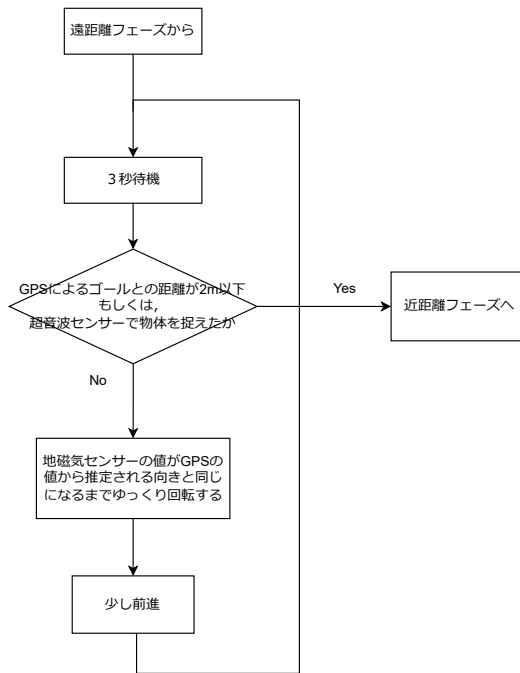


図5 中距離探索フェーズのフローチャート

6.4.10 Phase6：近距離探索フェーズ

文責：星

近距離探索フェーズでは、超音波センサを用いゴールを目指す。図6に近距離探索フェーズのフローチャートを示す。フローチャート内の”距離”は超音波センサが取得した距離である。

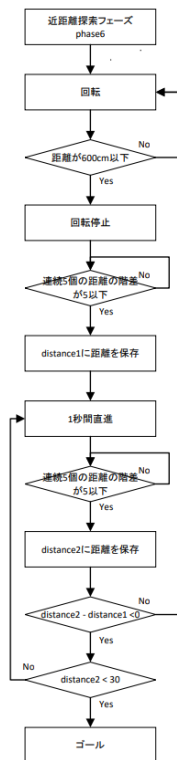


図 6 近距離探索フェーズのフローチャート

”連続 5 個の距離の階差が 5 以下”では、超音波センサの取得した距離がノイズではないことを確認している。一瞬 600cm 以下の値をノイズとして取得した場合は、正しい距離を取得するまでここでループする。

7 まとめ

文責：西濱

最終的に本 CanSat は、ミドルは一部、達成できていない部分があるが、フルサクセスクライテリアまで成功することができた。これにより、本サークルで初めて 0m ゴールを達成した機体となった。

こちらに当時の様子の動画を載せておく。

- <https://youtu.be/fJDEhg3Wv5E>
- <https://youtu.be/s51g37iJ5Ao>

今後、この技術が本サークルでの多岐に渡る宇宙工学の開発・発展に寄与することを願う。また最後になったが、本プロジェクトに携わり最後まで付いてきてくれた同期には感謝の言葉を送りたい。