

ARLISS2012 報告書

慶應義塾大学 Tortoise



TORTOISE

- 1 プロジェクト概要
 - 1.1 ARLISS2012 概要・背景
 - 1.2 プロジェクトの目的
 - 1.3 メンバー
 - 1.4 昨年度の反省
 - 1.5 ミッションステートメント
 - 1.6 サクセスクライテリア
- 2 機体概要
 - 2.1 機体概要
 - 2.2 ミッション要求
 - 2.3 システム仕様
- 3 設計書
- 4 結果
 - 4.1 1st flight
 - 4.2 2nd flight
- 5 検証
 - 5.1 目的
 - 5.2 サクセスクライテリアに関して
- 6 まとめ

1. プロジェクト概要

1.1 ARLISS2012 概要・背景

ARLISS2012 はアメリカ合衆国ネヴァダ州で毎年行われている CanSat の共同実験である。CanSat とは缶サイズの模擬人工衛星のことを指し、構造系から電装系までの全てのシステムを設計、製作するために教育用プログラムの材料として多くの大学で開発されている。また、人工衛星開発手法を学ぶ初歩的ステップとしても使用されている。自チームは慶應義塾大学 SDM 研究科神武准教授と東京工業大学坂本助教授の元で昨年に結成された。両教授はシステムエンジニアリング(以下 SE と記述する。)を用いた CanSat 開発手法のプログラムである SPindle を開催している。そこで SPindle を活用するモデルチームとして自チームは結成された。昨年のメンバーに 3 名の新規メンバーを加え 8 名でチームを構成した。メンバーの 6 名は学部 3 年生であり、2 名は学部 2 年生のためモノづくりに関する知識は殆どないが、SE を用いることによって、全てを 1 から学ぶのではなく特に必要になるクリティカルな部分を厳選することで、作業量を減らした。それにより技術を習得していった。

1.2 プロジェクトの目的

全員が学部生のため、CanSat を通じて、いままでに座学によって学んできた知識や昨年度の経験や、昨年度に残した課題の解決法を実現するために製作を行う。また、昨年度から行われてきた SPindle で習得した SE の知識を用いて書類作成を行い、それにより製作途中でミッションが変更していくことなく、要求に見合ったものを製作できるようにする。よって今プロジェクトの目的はそれぞれの知識や技術の向上とモノづくりにおける SE の手法の実証である。

1.3 メンバー

表 1.3.1 メンバー表

氏名	学科	学年	役職
小布施 聡	システムデザイン工学科	3 年	PM
富岡 孝太	システムデザイン工学科	3 年	SPM, 構造班長
池田 任亮	システムデザイン工学科	3 年	電装系班長
関根 嵩之	物理情報工学科	3 年	走行制御担当
木田 茉由子	システムデザイン工学科	3 年	センサ担当
福田 美桜	システムデザイン工学科	3 年	回路担当
本荘 泰生	システムデザイン工学科	2 年	カメラ担当
井本 裕司	機械工学科	2 年	タイヤ担当

1.4 昨年度の反省

昨年度の ARLISS には、現メンバー8名のうち5名が参加した。カムバックコンペティションに参加し、キャタピラ形式のローバーを制作した。現地での結果は制御履歴を獲得したが、パラシュートと車体が絡まってしまい、機体が制御不能になってしまい途中リタイアとなってしまった。現地には参加したが（今年度とは違いカムバックコンペの参加規定が厳しくなく、参加することが出来た。）、実際 CanSat の製作に関しては以下のような問題を抱えたまま参加することになってしまった。

- ・試験をほとんど行えず、実際に機体が動いたのは9月の上旬であった。
- ・機体が動かなかったため、走行試験が殆どできず制御則の有用性を確かめることは出来なかった。
- ・電装系はモジュール同士を組み合わせていたが、全体的に動作不安定であり、落下衝撃で電源が落ちることもしばしばあった。
- ・通信モジュールがどこまで通信できるかの検証が出来なかった。
- ・統合プログラムを全体でチェックしたことがなく、実際に現地でミスが見つかることもあった。

このように、実機の製作が終わっていないまま現地に行ったことがわかる。これらの問題は、スケジュールがうまく機能していなかったことが原因として考えられる。実際の8月より機体の製作が始まっており、試験をするための時間はとれていなかった事がわかる。また、製作を始めてからも、統合にかなりの時間がかかってしまい BBM としての開発が出来ていなかったことがわかった。また、機体の構造が複雑だったことから製作に時間かかってしまった。このように製作に関するシナリオ作りが出来ていなかったために、スケジュールが機能しなかった。また、技術面の課題は機体自体が複雑であったために落下衝撃に対して弱い機構になっていた。そのため、機構を守るカバーに多くの重量や容積を使わなければならない、機体自体への制約がおおきかった。またトルクが大きいため、バッテリーを多く消費してしまうことや、機体自体が小さいために、基板などの電装系に十分なスペースを確保できないなどの問題があった。また、確実にゴールに向かうものを製作するためにキャタピラ形式にすることでゴールを目指したが、トルクの問題でスピードが落ちてしまい結果的に轍を乗り越える能力が小さくなってしまった。このように多くの反省があった。以下に問題点をまとめる。

●SEに関する問題

- ・余裕を持ったスケジュールリング
- ・試験計画の必要性
- ・BBM の時点での統合の必要性

●機体に関する問題

- ・簡単な機構
- ・スピード

これらの反省を踏まえた上で今回のミッションを考案した。

1.5 ミッションステートメント

また、昨年の反省を元に以下のように設定する。

- ・ CanSat 制作に必要な技術を習得する。
- ・ SE の技術を用いてミッション要求から考える設計を行う。
- ・ 設計通り(ミッション設立時の方針)に制作を行う。

(※昨年度も参加した spindle に参加することによって、SE を適応しながら製作を進められるようにする。)

- ・ スピードがあり、制約のあまりない二輪ローバーによるカムバックを行う。
- ・ 新規開発として、ゴール付近でゴールにおいてある日本国旗を画像処理にて認識し、画像処理によってゴールに近づく。

(※このミッションは「GPS 座標が取得できない宇宙空間での救出作業」をテーマに設定しており、GPS に依存しない画像処理による自律走行機能を有する CanSat を製作するというビジョンに基づいている。)

1.5 サクセスクライテリア

レベル	Success criteria	検証方法
Minimum Success	<p>1. 下記の機能*(項目 a, b, c)を有する CanSat を製作できること. (45%)</p> <p>a. 着地時の衝撃に耐えられる機能(15%)</p> <p>b. 通信によって位置情報を送信する機能 (15%)</p> <p>c. 指定した目標地点まで CanSat が位置情報による自律制御によってゴールに向かい、制御履歴を記録する機能(15%)</p> <p>2. 上記の機能を有する CanSat を製作した上で、ARLISS 審査を通過し、ARLISS 大会に出場すること。(30%)</p> <p>*ここで挙げた 3 つの機能は、ARLISS2012 に出場するローバー型 CanSat が有するべき機能である。</p>	<ul style="list-style-type: none"> ● 上空 15m*より減速装置をつけたローバーを落下させ、落下後も 1-c の機能が動作するか確認する。 (項目 1- a に対応) ● 屋外にて GPS を固定した際に、1 分間、GPS 仕様誤差の範囲にて「緯度・経度」情報を送信し続け、受信機を取り付けた PC にて情報を確認する。(項目 1- b に対応) ● 地上にて目標地点を定め、そこに対して CanSat が自律で動作できることを制御履歴によって確認する。(項目 1- c に対応) ● ARLISS レビュー審査通過の可否によって検証する。(項目 2 に対応) <p>*終端速度に到達する十分な高さである。</p>

Full Success	<p>1. 上記の機能に加え、下記の機能(項目 d)を有する CanSat を製作すること(15%)</p> <p>d. 指定した目標地点まで画像処理による自律制御によって向かう機能</p> <p>2. ARLISS での実験にて、自立制御によってゴール付近 1km*以内に到達すること(10%)</p> <p>*昨年度は 1946m という結果だったので、昨年度以上の結果を残す、という目標に基づき 1km と設定した。</p>	<ul style="list-style-type: none"> ● 地上にて目的地点を定め、そこに赤色の目印を設置し、CanSat が画像処理のみで赤色の目印に向う自律での動作を制御履歴によって確認する。(項目 1-d に対応) ● ARLISS2012 での実験結果で検証する。(項目 2 に対応)
Advanced Success	<p>1. 位置情報によって目的地付近に到達後、画像処理により目的地付近 20m 以内に到達すること(20%)</p>	<ul style="list-style-type: none"> ● ARLISS2012 での実験結果で検証する。(項目 1 に対応)

2 機体概要

2.1 機体概要

今回の CanSat は昨年度のクローラータイプとは違い、2 輪タイプになる。2 輪形式にすることによってスピードの向上を図った。また、クローラーのような複雑な構造でなくシンプルな構造にすることによってローバーの耐久性、衝撃吸収性を向上させた。また、タイヤの径を大きくすることによって轍走破性も向上することが出来た。また、耐久性を上げるためにタイヤのホイール部にバネを使用することによってダンパーの機構を実現した。

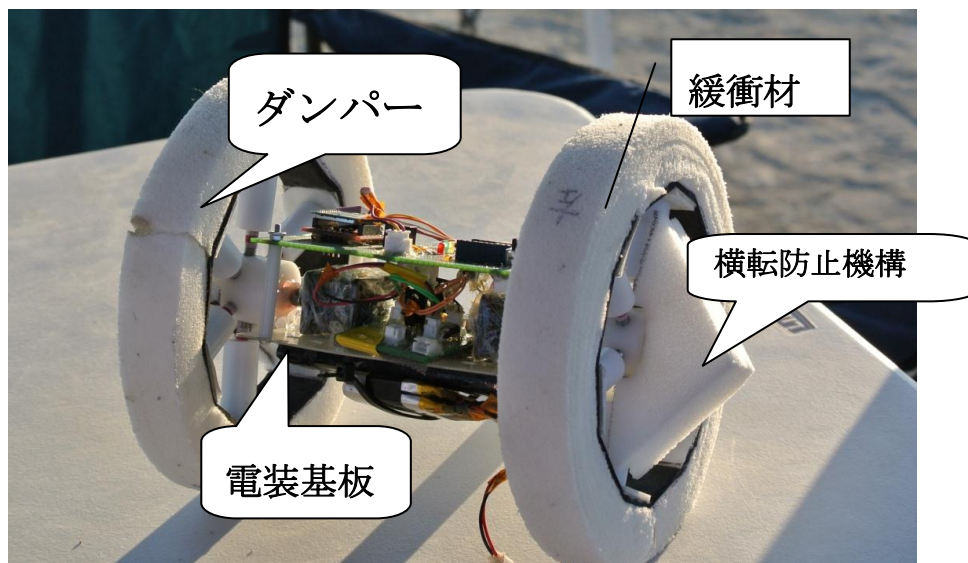


図 2.1.1 全体図

2.2 ミッション要求

表 2.2.1 ミッション要求

打ち上げ前	A	1	ARLISS の打ち上げ制限によるローバーへの要求を満たしていること
		2	キャリア収納直前に機体の電源が入っているかを確認できること
		3	キャリア収納直前に機体プログラムのフェーズを確認できること
		4	データ履歴が保存できること
		5	必要な電力が保持されていること
打ち上げ	B	1	ローバーが打ち上げ時に想定される 10G の衝撃に耐えること
		2	ランダム振動に耐えられること
放出	C	1	ローバーがスムーズに放出されること
		2	ローバーが放出時の衝撃に耐えられること
		3	空中で機体の速度を落とすことができること
		4	減速機作動時の衝撃に耐えられること
		5	減速器がローバーと絡まらないこと
着地	D	1	機体が着地の衝撃に耐えること
		2	機体が着地したことを判定すること
		3	着地する向きを指定すること
		4	機体が GOAL と限界走行距離内に着地すること
開放	E	1	着地判定後にカプセルから機体が開放されること
		2	機体は減速器にからまらないこと
		3	走行モードに移行すること
		4	機体が減速器を分離すること
走行	F	1	ローバーが目標地点へ向かって自律誘導制御ができること
		2	ローバーが不整地走破機能を有すること
		3	防塵対策が出来ていること
		4	熱対策ができていていること
GOAL	G	1	ゴール近辺でゴール判定モードに切り替わること
		2	ローバーが旗を見つけること
		3	ローバーが旗に近づくこと
		4	ローバーが旗の前まで来たと認識すること
		5	ローバーが旗の写真を撮ること
		6	ローバーがゴールで静止すること

2.3 システム仕様

表 2.3.1 システム仕様

1	ローバーが φ144mm 長さ 240mm の円筒に入ること	A-1
2	総重量が 1050g 以内に収まること	A-1
3	無線によって 2km (数値は T.B.D) の通信が可能であること	A-1
4	打ち上げ前に無線による通信を行わないこと	A-1
5	ローバーの位置情報を受信する地上局を設置すること	A-1
6	ローバーに電源及びプログラムフェーズ確認のための LED を搭載すること	A-2,A-3
7	SD カードが GPS の位置情報・制御履歴を保存できること。	A-4
8	ローバーが 40 分走ることのできるバッテリーを有すること	A-5
9	バッテリーの電力供給電圧の効率が 90%以上であること	A-5
10	ローバーの材質に CFRP を使用し、要求する強度を満たすこと	B-1,C-2,D-1
11	ローバーがランダム振動に耐える設計であること	B-2
12	タイヤとキャリア間での摩擦力が働かない構造にすること	C-1
13	減速器としてパラシュートを使用すること	C-3
14	パラシュートが開傘衝撃以上の強度を有すること	C-4
15	パラシュートとカプセルの接続部が開散衝撃以上の強度を有すること	C-4
16	放出時ローバーとパラシュートが絡まるような、構造をローバーが持たないこと	C-5
17	タイヤが衝撃吸収の機構を備えていること	D-1
18	ローバーが着地の衝撃に耐える強度を有すること	D-1
19	光センサが放出時に光強度の変化を検出でき、タイマーが作動すること	D-2
20	気圧センサがによって着地判定を行うこと	D-2
21	(気圧センサが気圧の変化を検出できなかった場合) 光センサによるタイマー制御によりパラシュートを分離すること	D-2
22	ローバーの走行方向が前後に依らないこと	D-3,F-2
23	ローバーが GOAL から半径 5km 以内に着地すること	D-4
24	着地判定後、電熱線によってカバーとパラシュートを分離すること	E-1
25	走行開始時、パラシュートと機体が絡まらない機構を有すること	E-2
26	シュラウドラインからローバー接続部のワイヤーの長さを〇〇にすること	E-2
27	減速機と機体を別系統にし、着地時に切り離すこと	E-2,E-4
28	ローバーが着地判定後、走行モードに切り替えられること	E-3

2.4 スケジュール計画

昨年の反省を生かし、以下の様にスケジュールを計画した。8月のはじめから動作試験を行うことで、9月の本番までに1ヶ月の試験期間があること、要求仕様決定に1ヶ月半を使うことにした。しかし、スケジュール設計時にはレビュー会を意識していない。



図 2.4.1

3 設計書

製作した CanSat の詳細をいかに記述する。

3.1 電装系

全体の回路図

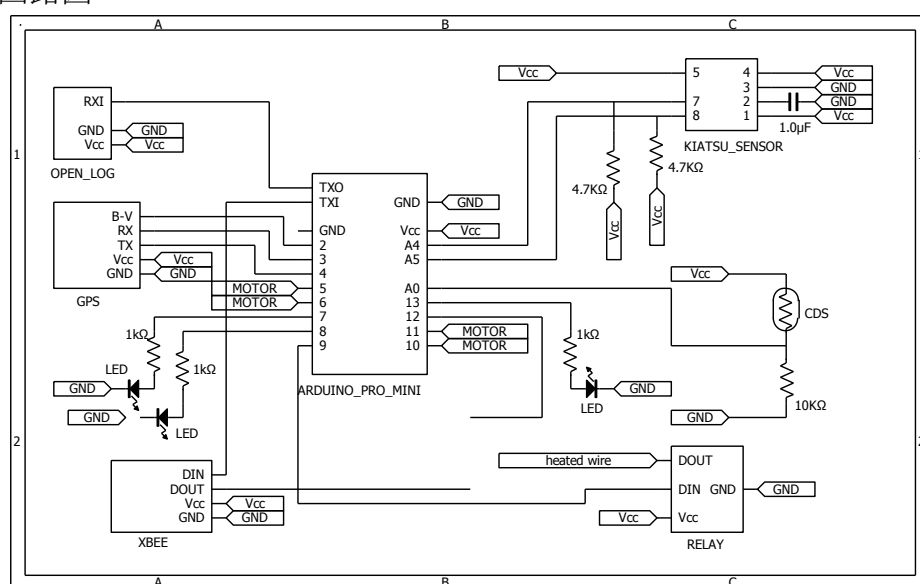


図 3.1.1 回路図

■各モジュールの詳細

光センサ M1527 CDS セル 5mm タイプ

- ・外形寸法：直径 5mm
- ・ピーク波長：540nm
(太陽光、人間の目に近く、緑色にピーク波長を持つ)
- ・最大電圧：150VDC
- ・最大電力：100mW
- ・明抵抗：10k \sim 20k Ω (10Lux 時)
- ・暗抵抗：1M Ω
- ・温度係数： $\pm 0.002/^{\circ}\text{C}$

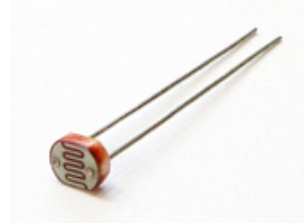


図 3.1.2 光センサ

気圧センサ

MPL115A2 使用大気圧センサーモジュール

電源電圧：DC3.3V

(動作範囲：DC2.375V \sim DC5.5V)

消費電流：5 μ A

インターフェース：I2C

測定範囲：50kPa \sim 115kPa

分解能：0.15kPa

精度： ± 1 kPa

基板寸法：10.16 \times 10.16mm



図 3.1.3 気圧センサ

GPS

小型 GPS モジュール GM-316

サイズ：16 \times 13 \times 9mm

動作電圧：3 \sim 6V

衛星補足時電流：35mA

衛星追跡中(通常動作中) 実測値 27mA

衛星補足までにかかる時間：約 42 秒

選定理由

出力が TTL 形式なので、マイコンと直結して動作させることができる。

また、昨年度よりもサイズが小さく、消費電力も小さいモジュールである。



図 3.1.4 GPS

バッテリー

LI5644125P4H3RN 携帯～模型等大電流用

仕上がり寸法 13.5mm×44mm×128mm 165g

配線 100 mm付き

7.4V 4400mAh

選定理由

モータの使用が 7.4V であったため

平板に近い形で機体ボディ部に以下に収納できることから

無線

XBee-PRO ZB

データレート：25Kbs

屋外通信可能距離：最大 3.2km(日本国内では 1.5km)

電源電圧：2.7～3.6V

送信電流：220mA

選定理由

日本で購入可能かつ使用可能で、通信距離が最も長いと思われる zigbee である。



図 3.1.5 x-bee

モータ

小型高性能モータ 誉 21

減速比 48.1

モータの直径が異なっていたためにモータまわりのギアボックスを金具を用いて補強。



図 3.1.6 モーター

選定理由

9km/h での走行を想定した際の要求のトルクに見合っていたため

■モータードライバ

安価な市販のモータードライバはモータに供給する電圧に対するモータの電圧が非常に低く効率が悪いいためトルクや回転数が小さくなってしまう。

効率の良いモータードライバは非常に高額であるため、EM、FM と予備用の少なくとも 3 つ以上必要なことを考えると限られた制作費から考えると難しかった。

そのため自作で回転制御ができ、かつ逆回転ができるモータードライバを制作した。

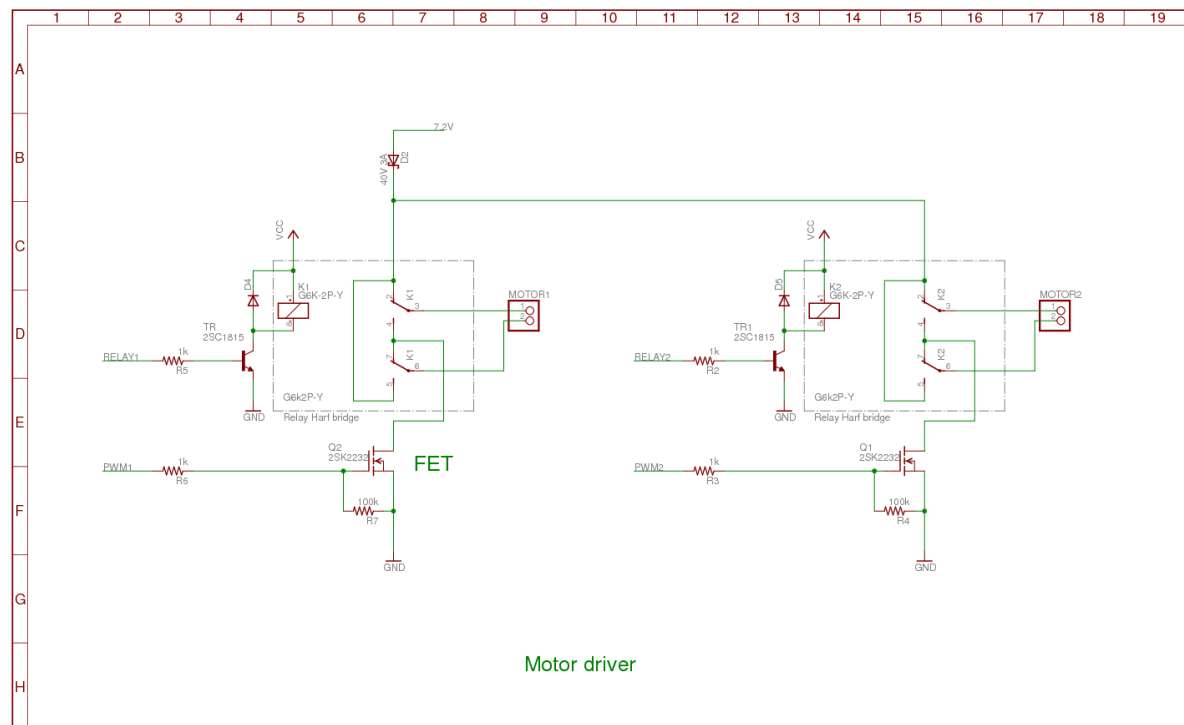


図 3.1.7 モータードライバの回路図

3.2 プログラム

■放出判定

光センサの値を 1 秒毎に読み取る。

「読み取り値がある一定値以上」かつ「1～3 秒前に読み取った値の平均値との差が一定値以下」の状態が 15 秒続いたら放出されたと判定する。

■着地判定

気圧センサの値を 2 秒ごとに読み取る。

「1～5 秒前に読み取った値の平均値との差が一定値以下」の状態が 20 秒続いたら着地したと判定する。

着地判定を確認したら、電熱線に電流を流しカバーと機体を分離する。

■ 走行制御のフローチャート

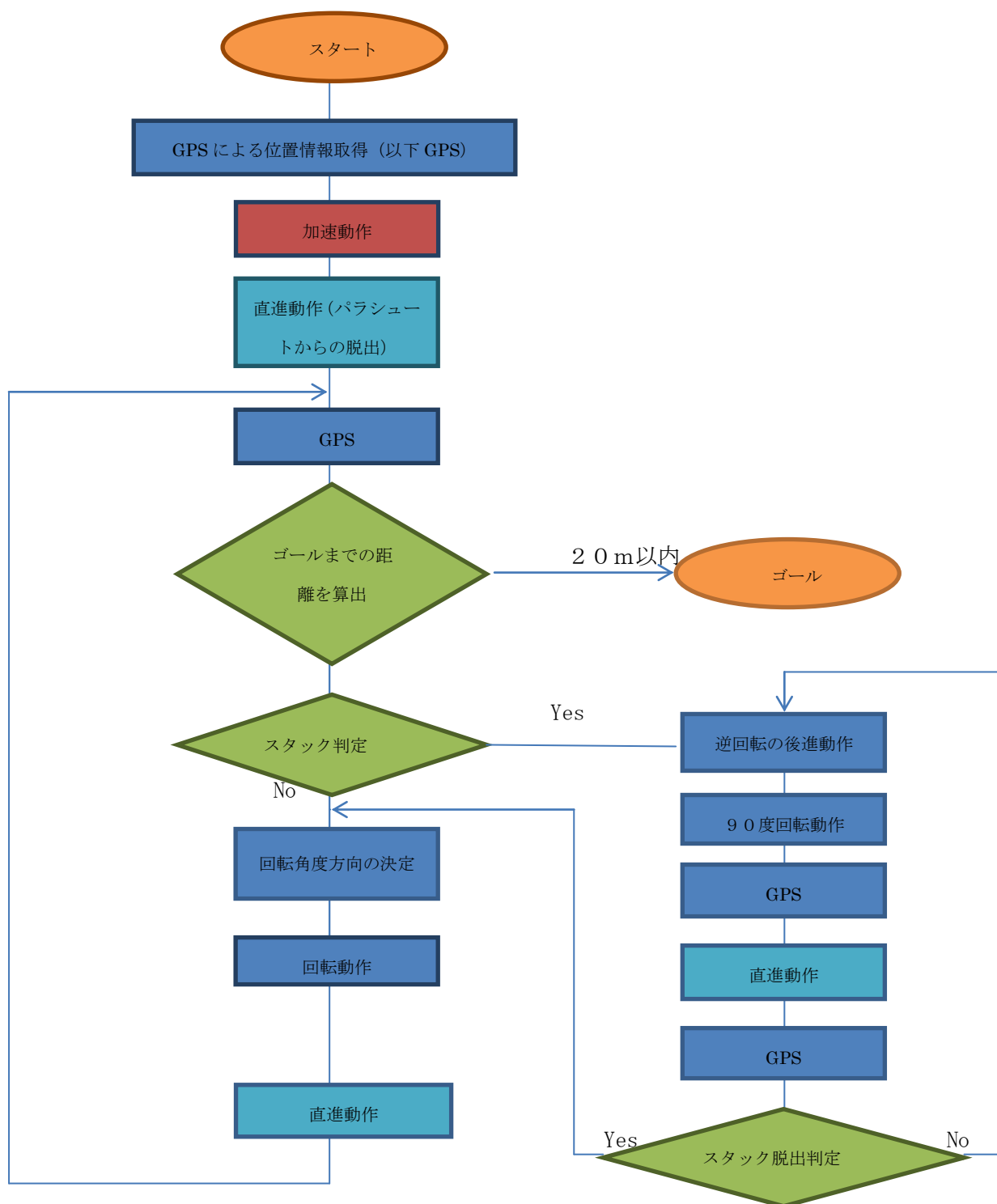


図 3.2.1 ミッションシーケンス

3.3 構造系

■機体全体の設計図

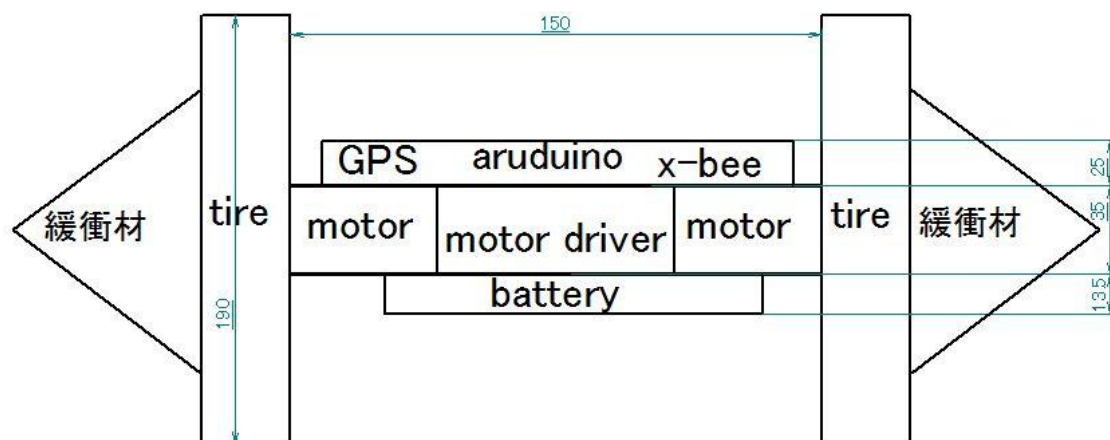


図 3.3.1 機体の前面図

機体の構造は2段構造になっており、1段目は基板固定用、2段目にはギアボックス、モータードライバ、マイコン用電源。2段目に結束バンドでバッテリーがつく形になっている。1段目と2段目の間はシリコン製のスペーサーにて固定する。

■各部の詳細

○機体

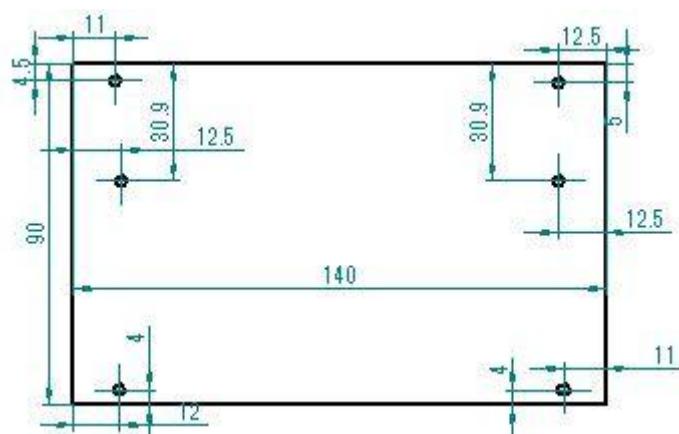


図 3.3.2 構体の外観

【材料】 GFRP

【仕様】

上段との接続部は全て $\Phi 3\text{mm}$ で開ける。

FRP の厚さ 1mm になっている。

○タイヤ

1 開放前

(1) 本体側

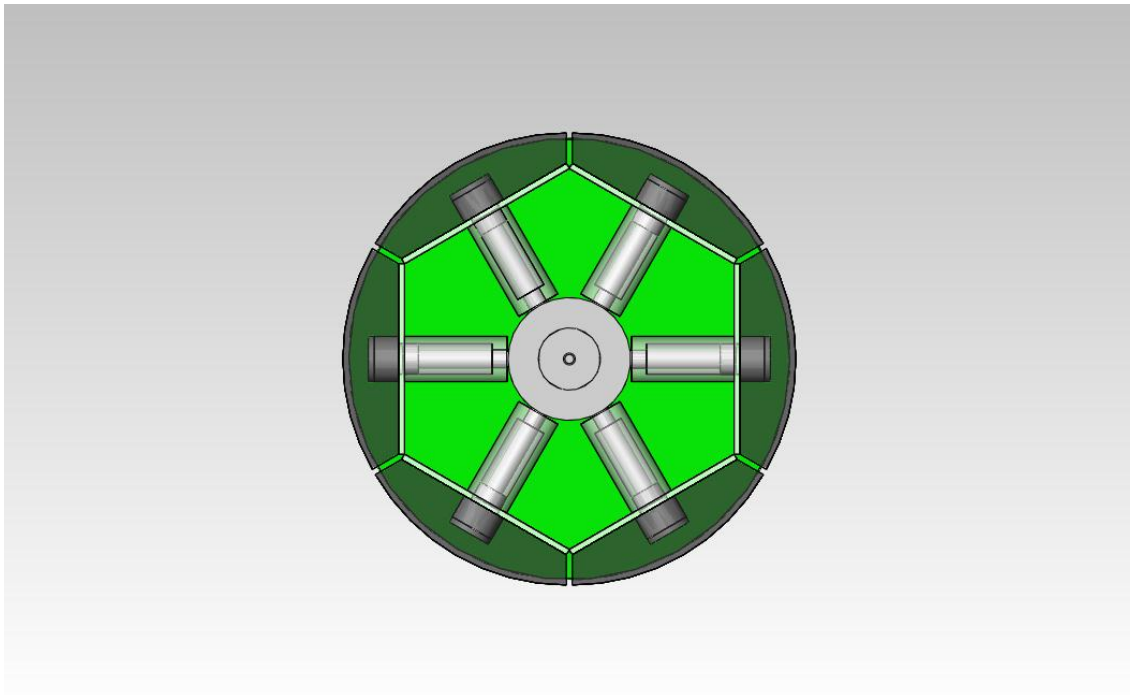


図 3.3.3 タイヤの外観①

(2) 外側

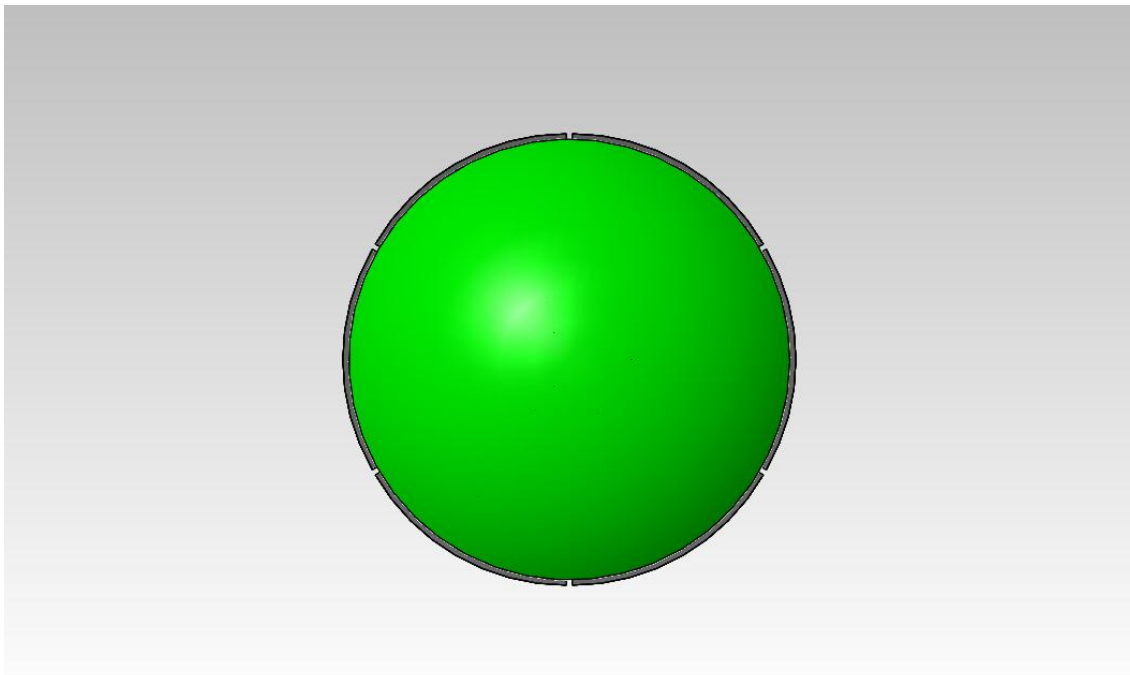


図 3.3.4 タイヤの外観②

2 開放後

(1) 本体側

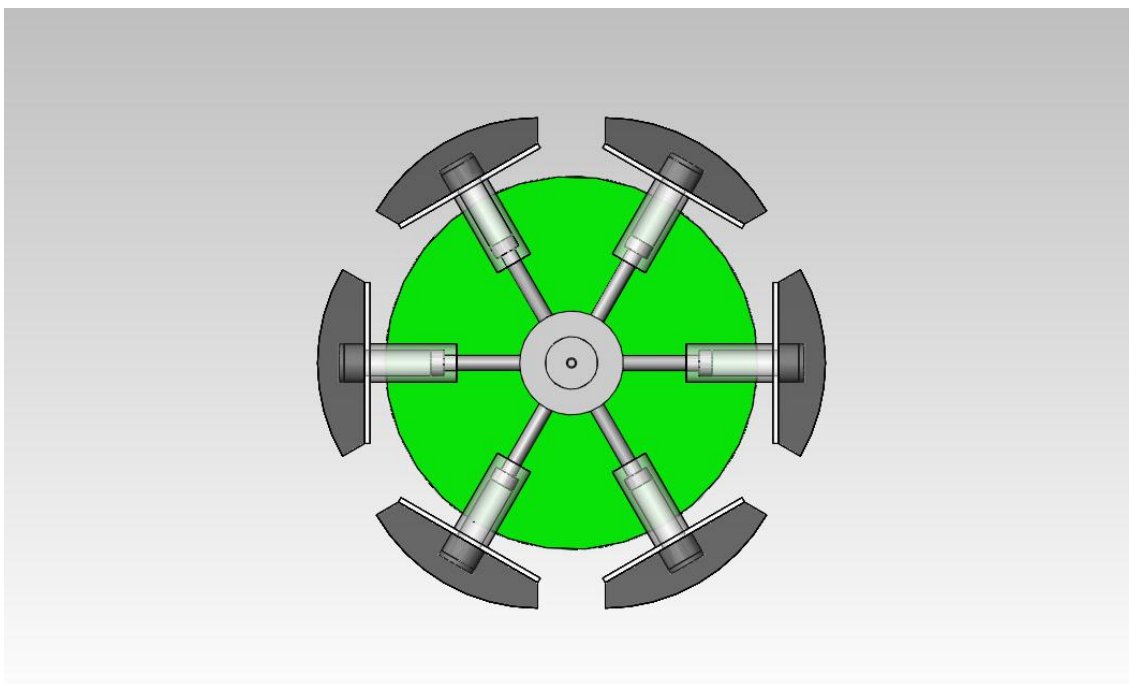


図 3. 3. 5 タイヤの外観③

(2) 外側

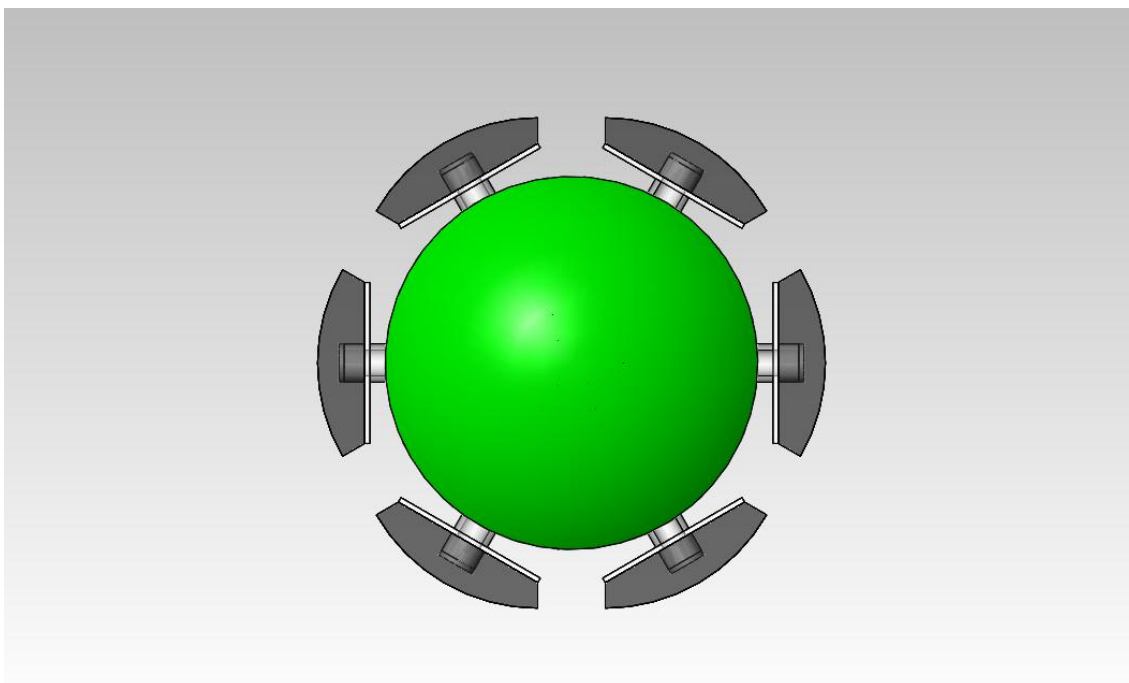


図 3. 3. 6 タイヤの外観④

【仕様】

(1) 最大直径

開放前 $\phi 146.0\text{mm}$

開放後 $\phi 198.9\text{mm}$

(2) 重量

タイヤ 1 個あたり重量(バネ含まず) 178.2g

表 3.3.1. タイヤ 1 個あたりの重量(バネ含まず)内訳

	1 個あたり重量 (g)	合計 (g)
フランジ	42.8	42.8
シャフト (×6)	2.16	12.96
ダンパー (×6)	11.2	67.2
タイヤ(×6)	7.6	45.6
カバー	9.63	9.63

3.4 パラシュート

1. 設計図

設計図を以下に示す。

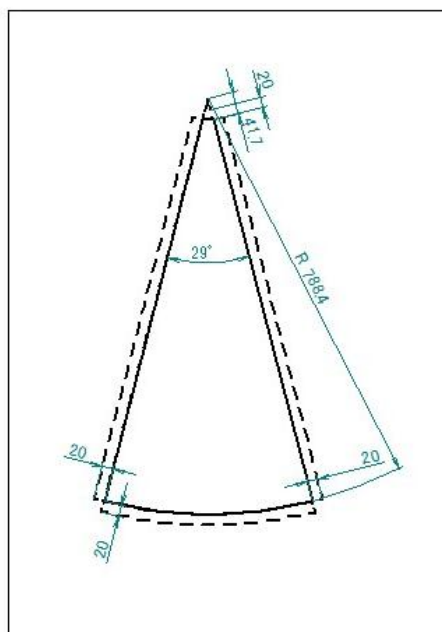


図 3.4.1 パラシュート 1 枚分

上図のように、扇形の生地を 8 つ重ね合わせてひとつの三角錐を作っている。ほつれ防止のため内側に折る分は 20mm とり、ジグザグ縫いした。また、パラシュートの底面にはチューブの入る管を作っている。これにより、パラシュートの底面が形状を維持する構造になっており、開傘しやすい機構となった。

パラシュートとワイヤーの接続部は、当て布を使ってループを作り布端が内側に隠れるように縁に沿って縫った。

【材料】

- ・ナイロンタフタ (赤)
- ・当て布用綿
- ・シリコンチューブ $\Phi 1.5\text{mm}$
- ・ワイヤー $\Phi 0.75\text{mm}$
- ・ステンレスワイヤー $\Phi 1.5\text{mm}$
- ・アルミ製ミニロック $\Phi 0.75\text{mm}$ 用・アルミ製ミニロック $\Phi 1.5$



図 3.4.2 外観



図 3.4.3 チューブ外観



図 3.4.4 接続部詳細

2. 仕様

以下に仕様を示す

表 3. 4. 1 パラシュート仕様表

終端速度 m/s	3.85
空気密度 kg/m ³ (1atm時)	1.293
開傘時最大速度 m/s	40
抗力係数	1.3
開傘荷重係数	1.6
機体質量 kg	0.83
ライン本数	8
パラシュート面積 m ²	0.79
パラシュート公称直径 m	1.00
パラシュート生地	ナイロンタフタ
扇形半径 cm	39.4
弧の長さ cm	78.8
シュラウドライン材質	ワイヤー
シュラウドライン直径 mm	φ 0.75
シュラウドライン破断荷重 N	490
開傘時最大荷重 N	785.90
シュラウドライン1本あたりの荷重 N	98.00
シュラウドライン安全率	4.30
シュラウドライン長さ m	1
重量(カバー合わせて)	237

カバー

パラシュート分離用カバー

[材料]PET 板(厚さ 3mm), アルミ 2mm ハトメ, 10 号テグス

[機構説明]以下の 3 つの図のように機体とパラシュートを分離するためのものである。パラシュートをカバーは中央の穴にワイヤーで固定し、カバーは端の 2 穴をテグスで固定する。着地判定時に電熱線がテグスを切ることによってカバーが展開し、機体がカバーからの脱出・パラシュートとの分離を可能にする。

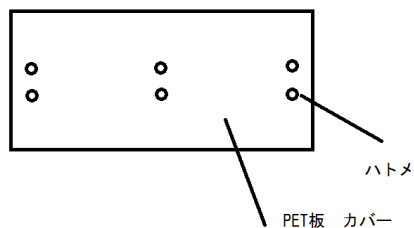


図 3. 4. 5 カバー概形

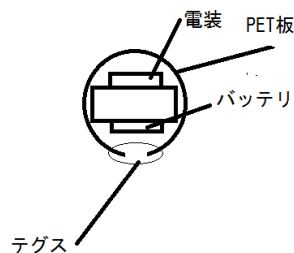


図 3. 4. 6 カバー収納時+機体断面

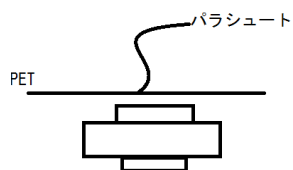


図 3. 4. 7 カバー展開時

タイヤカバー

タイヤカバーはキャリア収納時、タイヤスポンジ圧縮のために使用される。カバーの両端にはステンレス製連結金具が取り付けられており、それらはU字のアルミ棒ピンで矢印部に差し込むことによって連結される。U字ピンはパラシュートのワイヤーとつながっていて、パラシュート開傘時ワイヤーが張った時にピンは分離され、スポンジが拡張される機構となっている。

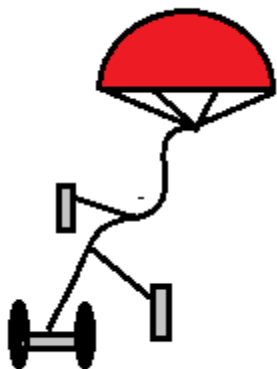


図 3.4.8 全体図

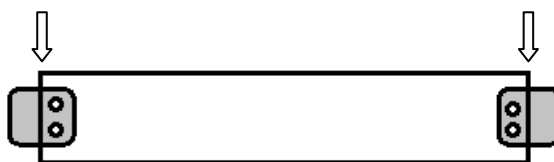


図 3.4.9 タイヤカバー外観

4 結果

4.1 1st flight



図 4.1.1 CanSat 搭載時の写真

1 回目の打ち上げ実験は9月12日に行われた。Aeropac（アメリカのアマチュアロケットティア）の方に打ち上げていただいた。打ち上げ後目視にてパラシュートを確認、車にて追跡し、発見した。



図 4.1.2 発見時の CanSat の様子

CanSat 発見時に LED を確認したところ基板上のフェーズは着地判定を行うフェーズになっており、基板上に損傷はなく、同時に機体の外観に問題は全く見られなかった。これにより機体の構造には衝撃吸収性や耐久性はしっかりしていることが確認された。その後 CanSat は電熱線を温めることでテグスを焼ききり、パラシュートの分離に成功し、走行を始めた。



図 4.1.3 走行している CanSat

ゴール方向に向けて制御をし、走行を 10 分程度していたのだが、8cm~10cm ある轍を乗り越える際に何回か横転しつつ走行した。しかし、その後 10 分程度見ていても制御している様子が見られなく、直進動作のみを行うようになった。そのためその場所でチャレンジをうち切ることにし、フェーズランプを見たところ、初期フェーズに戻っていたために、轍による衝撃でリセットが行われたと考えられる。Log からデータを抽出し走行履歴を表示すると以下ようになった。(ただしこの制御履歴は直進動作を行う前の制御則として認められる動作を行った時のもののみを掲載している。)

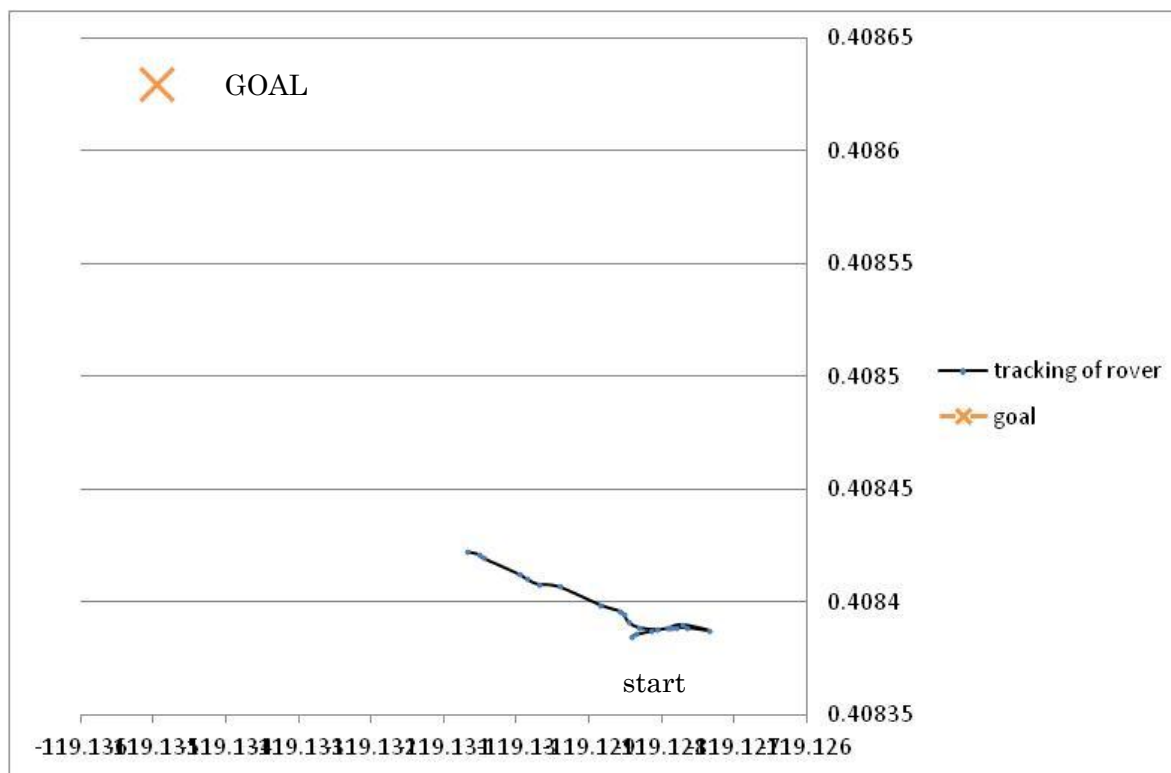


図 4.1.4 走行制御の履歴

1 回目の実験を検証したところ途中の轍で基板に影響があり電源部分にて瞬間的に電源入らなくなってしまうとかんがえられる。そこで、EEPROM というマイコン上のメモリに一時的にフェーズを保存することによって電源が切れても同じフェーズに戻れるようになった。

4.2 2nd flight

2 回目の打ち上げは 9 月 13 日に行われた。2 回目も 1 回目と同様にパラシュートを目視で確認したが、落下速度が著しく遅いことを確認した。落下したと思われる場所へ向かったところ、機体が破損した状態で発見された。近くにパラシュートと思われるものはなく、機体自体は、タイヤが両輪ともシャフト部のネジごと折れてしまっており、外れていた。しかし、電装基板に関しては外れることなく、全てが無事に残っていた。タイヤ自体の衝撃吸収性によって電装基板を破損しなかったと考えられる。パラシュートが外れていたのはパラシュートとカバーの接続部



図 4.2.1 2 回目の打ち上げの様子

分であり、パラシュートの紐を通す穴が破損し、パラシュート自体が離脱してしまったと考えられる。後日、ロケット搭載の動画を見た結果、放出の2秒後には外れていることがわかったので、放出の衝撃で外れた可能性も考えられる。



図 4.2.2 落下した CanSat の様子

5 検証

5.1 目的

今回の ARLISS の大きな目的は 1.2 にも記載した通り、自分たちの技術を向上させていくことと、SE を利用して製作を進めることができる事を確認することである

以下のミッションステートメントのうち成功できた項目は

- CanSat 制作に必要な技術を習得する。
- SE の技術を用いてミッション要求から考える設計を行う。
- 設計通り(ミッション設立時の方針)に制作を行う。

(※昨年度も参加した spindle に参加することによって、SE を適応しながら製作を進められるようにする。)

○スピードがあり、制約のあまりない二輪ローバーによるカムバックを行う。

×新規開発として、ゴール付近でゴールにおいてある日本国旗を画像処理にて認識し、画像処理によってゴールに近づく。

以上ようになっており、5 項目中 4 項目で達成できたと考えている。まず、技術を習得した根拠として、回路や機構などの製作にかかる時間が昨年と比べると 1 ヶ月ほど短縮できていることがあげられる。具体的には、昨年は回路設計やハンダ付けなどにかかなりの時間をさくことになってしまい、その結果製作を始めてから終わるまでに多くのモジュールを故障させてしまい、また、実際に動作が確認できたのも 9 月に入ってからとかなりギリギリになってしまったのに対し、動作自体を確認する基板は 6 月の終わりに製作でき、実際の FM の基板は本番用と予備用で 2 枚を作ることが出来た。2 つ目に、加工に時間のかかる機構に関しても工場での作業などを行うことによって時間を短縮し、今までにない新しい機構を製作することが出来た。

次に、SE 面では製作をメインで進めるのではなく、設計段階で要求を明確化し、仕様を考えることで製作途中に要求から外れたモジュールの製作を行うようなことはなく、仕様に基づいた製作ができた。また、資料などを揃えることによって、シーケンスにおいてクリティカルな部分に関しては全員で問題意識を持ち、判断することが出来た。

5.2 サクセスクライテリア

今回のサクセスクライテリアに対するミッションの可否について考察する。

まず成功の可否を以下に記載した。

表 5.2.1 サクセスクライテリア

レベル	Success criteria	根拠
Minimum Success	<p>3. 下記の機能*(項目 a, b, c)を有する CanSat を製作できること. (45%)</p> <p>a. 着地時の衝撃に耐えられる機能 (15%)成功</p> <p>b. 通信によって位置情報を送信する機能 (15%)成功</p> <p>c. 指定した目標地点まで位置情報による自律制御によって向かい, 制御履歴を記録する機能(15%)成功</p> <p>4. 上記の機能を有する CanSat を製作した上で, ARLISS 審査を通過し, ARLISS 大会に出場すること. (30%)参加はしたが、コンペに不参加</p> <p>*ここで挙げた 3 つの機能は, ARLISS2012 に出場するローバー型 CanSat が有するべき機能である.</p>	<ul style="list-style-type: none"> ● 1-a について 落下時の衝撃と同じ衝撃が加わる 1.6m からの自由落下においても機体が壊れることはなかったこと、電装系に問題が起きないの両方をクリアしたことから成功 ● 1-b について GPS を機体で受信した状態で通信により pc に座標を表示させることが出来たので成功。 1-c について 米国の砂漠においてゴールより 1.5km 遠ざけた状態からゴールを目指したことから成功といえる。 ● ARLISS 自体には参加できたが、コンペティションに参加できなかったため、失敗
Full Success	<p>3. 上記の機能に加え、下記の機能(項目 d)を有する CanSat を製作すること(15%)</p> <p>d. 指定した目標地点まで画像処理による自律制御によって向かう機能失敗</p> <p>4. ARLISS での実験にて、自立制御によってゴール付近 1km*以内に到達すること (10%)失敗</p> <p>*昨年度は 1946m という結果だったので、昨年度以上の結果を残す、という目標に基づき 1km と設定した。</p>	<ul style="list-style-type: none"> ● 3-d について 画像処理に関しては7月に製作を中止したため失敗 ● 4 について ゴールに辿り着くことができなく 1km 以内に入らなかったため失敗
Advanced Success	<p>2. 位置情報によって目的地付近に到達後、画像処理により目的地付近 20m 以内に到達すること(20%)失敗</p>	<ul style="list-style-type: none"> ● 2 について 画像処理が開発中止になったため失敗。

このように minimum success でのみ 45%の成功をただけで full success で成功することは出来なかった。特に ARLISS にいくことはできたが、ミッションコンペティションに参加することが出来なかったことは大いに反省すべき点である。よってまずレビュー回を通過できなかった原因について考える。

レビューを通過できなかった主な理由はオールシーケンスにおいてゴールに到達する機体が制作できなかったことである。この審査として、国内審査と別に動画審査が行われ、オールシーケンスの動

画の提出が義務付けられた。撮れていたのは、放出から動き出しの動画。地上においた状態からのゴールに到達する動画。である。これらを組み合わせた動画が必要であった。

実際にはマイコンの不足や能代にいたために部品を買いにいけなかったことなどの問題があったが、これに関しては物品を多めにかけておくなどの対処方法をしさえすれば対処できたと思う。しかし、もともとレビュー会は8月1日であり、そこまでには機体は出来ていなかった。そのためレビュー会の期限を何度も伸ばしてもらって作業を続けた。このように期限までに物ができなかったことが問題と考えられる。次に8月1日までに製作完了するためにはどうすべきだったのかを考える。

実際行われたスケジュールをいかに提示する。

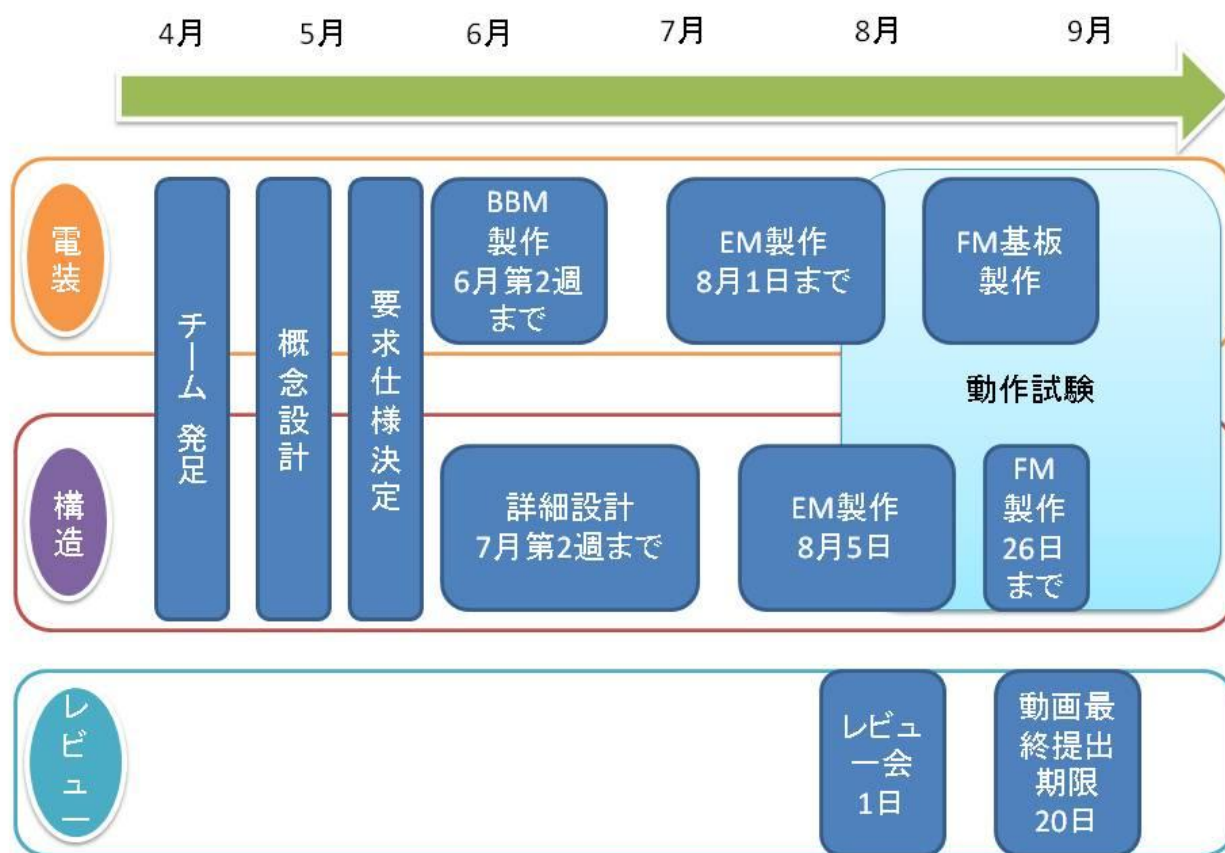


図 5.2.2 スケジュール

これを見ると分かる通り EM 製作途中でレビュー会を迎えてしまったためにレビュー会に参加することが出来なかった。今回のタイヤには旋盤などでの加工が必要であったが、工場が7月の15日から31日まで閉鎖していたために工場での製作ができず EM 製作が遅れてしまった。その後も高玉先生のご配慮頂いて期限を延ばしていただいたが、実際に実機ができたのは5日であり、そこから試験をして左右のデューティー比等を決めていったので、まだ多くの時間がかかり結果的に間に合うことはなかった。8月1日までに機体を製作終了するためには7月の15日までにタイヤを製作し終わらなければならない。製作時間が全部で40時間程度だったことを考えると EM に使った時間は25時間くらいになる。春学期は工場を使えるのが週に3日しかなく、授業中の時間しか使えないために時間が取りにくかった。EM 製

作にかかる時間に1ヶ月はかかると考えられる。また、7月にはテストがあったためにそれを考えると6月のはじめから製作をはじめなければならなかったことがわかる。これらのことを考慮すると以下の様なスケジュールで進めるべきだったことがわかる。つまり、チーム結成の時期を2ヶ月早めることによって要求仕様の決定に2月かけることが出来、それにより開発が前倒しにできるので、7月にはEMの動作試験ができていると考えられる。



図 5.2.2 スケジュール 2

次に、目標地点まで画像処理によって到達する機能が実装できなかった原因について考える。画像処理に必要な技術としては、カメラの実装、及び画像処理のアルゴリズムの作成が必要であった。カメラの実装に関しては6月末に画像撮影のみが出来ていた。しかし、その時点で画像処理の方法には検討できていなかった。7月の中旬までアルゴリズムについて考えていたが、使用していたマイコンでは出来ないことがわかった。その時点で7月中旬であったことと、8月の1ヶ月でメンバーが2人いなくなることからこの時点でカメラの実装を断念することとした。これに関しては、その後の作業量、メンバーの人数を考えると適切な判断だったと言える。

最後に、実際に ARLISS で 1km 以内に到達することが出来なかった原因を考える。結果を考えると、1回目の実験では、実際に走り出し、方向制御している様子が伺えた。しかし、大きな轍によってリセットがされてしまった。この原因を FTA で示す。

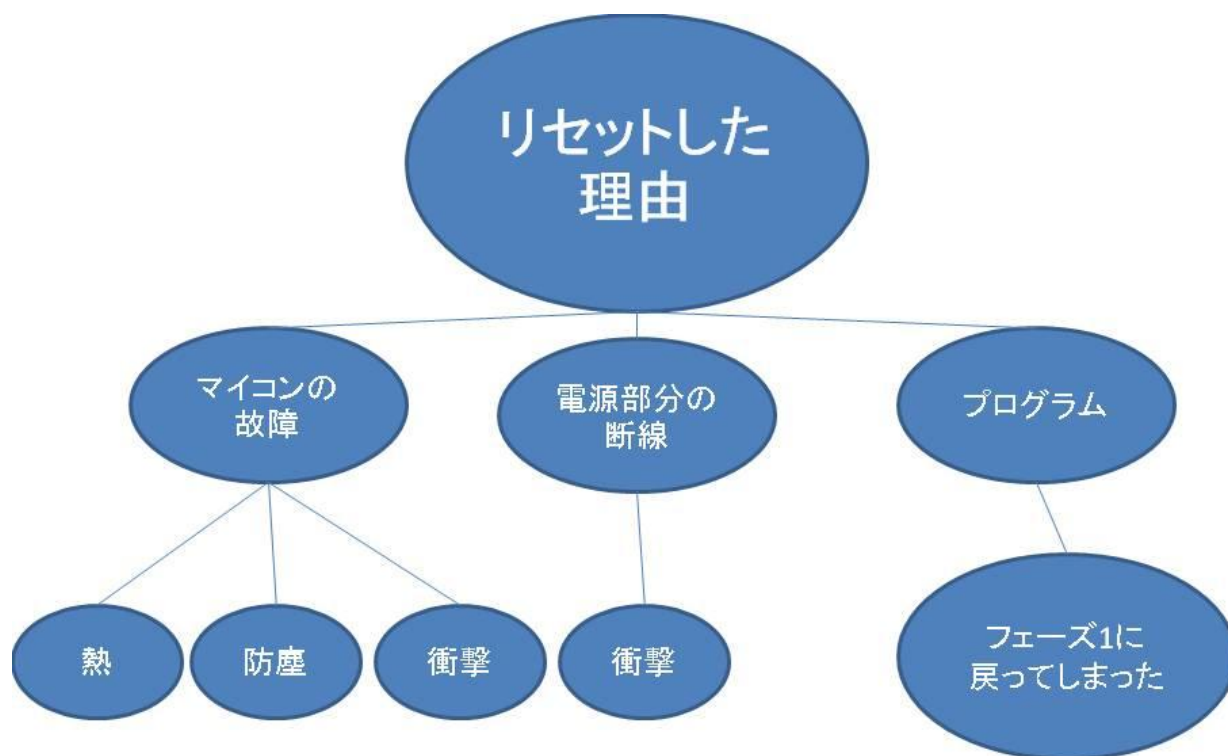


図 5.2.3 FTA

電源部分の断線だが、ミッション終了後に電源周りの回路にて通電チェック等を行ったが、問題は見つからなかった。プログラムに関しても全員で再度チェックを行ったがその段階でミスは発見できなかった。また、日本に帰国後もチェックを行ったがミスは見られなかったため、プログラムのミスは考えにくい。最後にマイコンの故障だが、実験最中にマイコンに書き込みができないなどで何回かマイコンを交換することがあった。これらの主な理由としては熱、防塵、衝撃の要因がある。防塵に関しては、防塵対策のラップを巻いていることや、日本でも土状の場所で実験していることから防塵の問題はないと考えられる。また、衝撃であるが、轍による衝撃より落下衝撃のほうが小さいとは考えられないことから衝撃が原因とはいえない。最後に熱であるが、熱対策はしていなかったことや、日本で同じような環境で試験できなかったことから可能性がないとは言い切れない。この結果一番可能性があるのは熱であることがわかる。実際に Arduino のサイトなどを見ても動作保証温度は掲載されていないので、今後の CanSat ではどの程度の熱耐性があるかを試験する必要がある。

6 まとめ

今回、2年目となる CanSat 製作であったが、結果から見るとサクセスクライテリアの達成率は低いものとなった。この理由は、昨年よりもサクセスクライテリアにおける full success の目標値を高く設定している事による。回路製作や、機構の製作においては経験が増えたことによって時間が短縮されたことや、

それぞれに SE が身につけていることから、製作の途中で問題が起きた時の対処法に関しては迷うことなく解決法へのアプローチが出来ていたと考えられる。一方、レビューによって国内審査を通過することが出来なかったことは大きな失敗だと考えなければならない。しかし、前述した通り製作にかかる時間から逆算すると 2 月から始めなければ製作は出来ないことがわかった。これは学部生にとっては難しいことであると思うが、今後学部生で行うための大きな指針になると考えられる。このプロジェクトで得た経験や技術を今後活かしていきたいと思う。