

ARLISS2022 開発審査書

提出日：2022 年 08 月 17 日

- 審査教員

審査教員氏名	
メールアドレス	
審査コメント	
その他一言	

- チーム情報

CanSat チーム名	東京電機大学 TDU Space Project
CanSat チーム 代表者情報	青柳 洸太郎 aoyagi_k@racing.n.dendai.ac.jp, 070-2322-8973
UNISEC 団体名	TDU Space Project
UNISEC 団体 学生代表	青柳 洸太郎
責任教員	小平 和仙 kodaira@mail.dendai.ac.jp, 049-296-5779
CanSat クラス	Open Class

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	9
第 5 章	9
第 6 章	12
第 7 章	12

第1章 ミッションステートメント

ARLISS は日本国内には見られない過酷な環境である。
多様に変化する砂漠の環境で確実にゴールする機体を製作する。
また、人の往来が難しい地域において無人機による探査を行う場合、
移動速度は探査範囲を広げる上で大きな要素である。
一方砂漠では車の轍や草など **CanSat** の進路を意図しない方向にする要素が多くあり、
その影響は **CanSat** の速度が速くなるほど大きくなる。
本チームは四輪駆動による高い走破性能、頑丈な機体と環境に適応する柔軟なプログラムによ
って、どんな本番環境でも着地場所からの高速度での短時間最短走行距離によるゴールを目指
す。また、走行中のセンサデータをロギングし、**GPS** から取得した座標と合わせることで走
行区間のマップを作成する。

ARLISS における環境要因としては以下の要素が考えられる。

- ・気温 朝の低温から昼の高温まで 1 日の中で激しい変化をする気温
- ・風 上空での強風によって **CanSat** が流される
- ・気圧 上記の影響によって打ち上げ地点と着地地点において気圧が異なる可能性がある
- ・雨 砂漠ではあるが、雨が降る場合がある。また、その場合地面が泥のようになる。
- ・砂埃 乾燥した空気と砂漠であることから砂埃の発生が予想される。また、帯電によって基板
など電装部品に影響を及ぼすと考えられる。

また国内大会と比較した場合難度が高くなる要因として以下の項目が考えられる。

- ・ロケット打ち上げによる振動や衝撃
- ・高高度からの降下
- ・数 km の長時間、長距離走行
- ・轍や草など走行に適さない地表

上記の要素について機体の外装強化や四輪駆動による轍などに対する高い走破性能、プログラ
ムによる危険の回避やフェイルセーフが考慮された機体の開発を行い、確実なゴールを目指
す。また、今回は新たな試みとしてバッテリーの管理を行う。機体内に取り付けてある電圧、
電流センサーを用いて消費電力を測定しバッテリーの残量とゴールまでの距離から消費電力を
調整する。待機時間が長い場合や **CanSat** が風に流され長距離の走行が必要な場合でも電力の
消費を最適化することによって確実なゴールを実現する。

移動速度は短時間での広範囲探査を行ううえで重要な要素である。移動速度が遅い場合、複数
の探査ポイントの中から実際に探査する場所に行くことなく厳選する必要があるが、高速度で
の移動が可能であれば大型低速の探査機が向かう前に事前に下見を行い、調査地の厳選に大い
に役立つ。実際に火星探査ではドローンを用いて高速移動による事前調査が行われており、高
速移動によって事前に探査予定箇所を見て回ることの有用性が得られている。ドローンと異な
り、地上を走行する缶サットでは地表の凹凸を測定できることから大型探査機が移動する際の
ルート構築に役立つデータを提供できると考える。また、大気のない惑星でも走行することが

可能である。以上のことより本チームの機体は高速走行かつ最短距離でのゴールを目指す。一方、高速で地表を走行することから缶サットに加わる振動は大きいものとなることが想定され、高速走行時の直進安定性が課題となることが考えられる。解決策としてタイヤ形状を複数用意し、それぞれの走行安定性を計ることでホイール形状が高速走行に与える影響を調べる。ホイールの形状による **CanSat** のバウンドについて事前に特定の形状について走行した場合の加速度、角加速度センサー値をパターン化しておくことによって地形のマッピングができるのではないかと考えている。また、走行中の加速度および角加速度のデータを用いて、モーターの正転、逆転を適切に切り替えることによって四輪駆動の運動性能をさらに高め、より高い轍、障害物の走破が可能になると考えた。

走行中のデータをロギングする。ロギングして得られたデータを座標にマッピングすることによって簡易的な地図を作成する。取得するデータは以下のデータになる。

- ・ GPS 座標
- ・ 気圧 高度
- ・ 温度 気温
- ・ 加速度
- ・ 角加速度 振動
- ・ 地磁気 磁気

気圧や温度などセンサーを用いて得られるデータの他、地上を走行することによって得られる加速度および角加速度のデータから機体の振動を求め、地表の走行難易度を評価する。実際の運用時には小型、高速であることを活かし広範囲探索を行うことが可能となり、複数台を用いることによってさらに短時間での広範囲探索を行うことが可能となる。また、機体が製作した走行難易度を共有することによって走行ルートの最適化が行え、よりスタックリスクを低く、より高速に移動できるようになると考える。

第2章 サクセスクライテリア

カムバック部門及びミッションにおける個々の要素について基準を明確にし、達成度の状況をわかりやすくするため、それぞれにサクセスクライテリアを設定した。

カムバック部門における達成度を評価するためのサクセスクライテリアを以下のように設定する。

ミニマムサクセス	パラシュートから分離して走行を開始する
ミドルサクセス	機体がゴールの方向を目指して制御走行を行う
フルサクセス	機体がゴール判定を出し、機体が停止する
アドバンスドサクセス	0m ゴールを達成する

最短走行距離であることの評価として（走行距離）／（着地点からゴールまでの距離）を直進度として評価値とする。

※走行距離は GPS のログデータを用いて計算する。

ミニマムサクセス	直進度 3.0 以下を達成する
ミドルサクセス	直進度 2.0 以下を達成する（ACTS2021 記録）
フルサクセス	直進度 1.5 以下を達成する
アドバンスドサクセス	直進度 1.1 以下を達成する

走行速度の評価について走行距離を走行時間で割った値を評価値として用いる。

スタック時の復帰にかかる時間や、進路が変化した際の目標進路への修正速度などを評価する。昨年の ACTS2021 よりも走行距離が長くなることから、高速走行時間が増加によって平均速度の向上が見込まれるため ACTS の平均速度 6.92km/h を基準として設定した。評価の指標は走行距離に対する走行時間を表す平均速度と、分離地点からゴール地点の距離に対する走行時間を表す絶対平均速度を用いる。

ミニマムサクセス	平均速度 6.92km/h 以上を達成する（ACTS2021 記録）
ミドルサクセス	平均速度 8.54km/h 以上を達成する（ACTS2021 高速走行時の平均速度）
フルサクセス	絶対平均速度 7km/h 以上を達成する
アドバンスドサクセス	絶対平均速度 8km/h 以上を達成する

本チームのミッションにおいては環境対応性を問うことから一度目の打ち上げ時の動作が重要であると考えられる。そのため機体の環境対応性を以下の評価で行う。

Google Lunar XPRIZE より走行距離を 500m に設定した

ミニマムサクセス	パラシュート分離後 500m 以上走行を行う
ミドルサクセス	大会中にゴールを達成する
フルサクセス	一度目の打ち上げでゴールを達成する
アドバンスドサクセス	打ち上げ初日の午前中にゴールを達成する

ロギングされたデータの活用においてサクセスクライテリアを以下のように設定する。

ミニマムサクセス	走行軌跡を作成するためのデータを取得できる。 また制御レポートを作成できる GPS ログデータ (1Hz 前後) 制御ログデータ (左右モーター出力、目標進路、現在進路)
ミドルサクセス	そのほかの搭載センサーについてデータログを取得できている 加速度 角加速度 気圧 地磁気 電圧、電流
フルサクセス	加速度センサーより得た機体の振動データより地面の凹凸の激しさを表すことができる
アドバンスドサクセス	気圧センサーを併用し、ロケット打ち上げ時のデータからゴールまでのデータを 3 次元にプロットすることができる。

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 試験を実施できている，今後，大幅な設計変更はない

S11	着地時の衝撃荷重によって機体の破損や動作の停止が起こらないことを確認できている
-----	---

3.2 ミッション要求

番号	ミッション要求項目
M1	駆動時間及び走行速度を測定し、通常走行可能距離および走行可能距離を測定できている
M2	平地での機体の最高速度を測定できている
M3	機体が砂漠における十分な走破性能を持っていることを示す。
	カムバックコンペティションに参加する場合は以下の項目を必ず満たしてください
M4	ミッション時に人間が介入しない自律制御を実施することを確認出来ている
M5	ミッション後、規定された制御履歴レポートを運営及び審査員へ提出しログ・取得したデータについて説明が可能な状態である

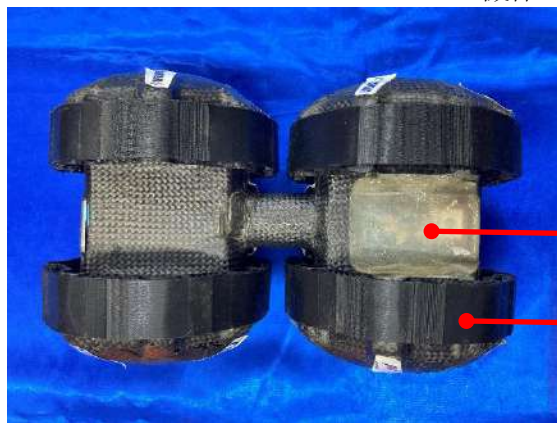
第4章 システム仕様

4.1 機体外観

荒れた砂漠の路面でスタックせずに確実なゴールを行うためホイールがボディーより大きい四輪駆動の機体を開発した。打ち上げ時の衝撃や着地時の衝撃によっては損することを防ぐため、応力外皮構造をとっており CFRP（炭素繊維強化プラスチック）をホイールおよびボディーに用いて衝撃を分散することによって軽量、高強度を達成している。



機体アイソメ図



機体上面図

GFRP（ガラス繊維強化プラスチック）

ホイール



機体側面図

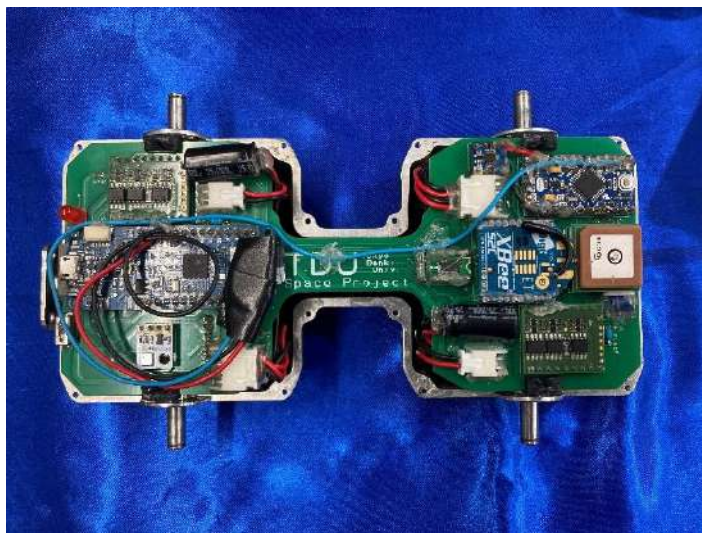


機体正面図

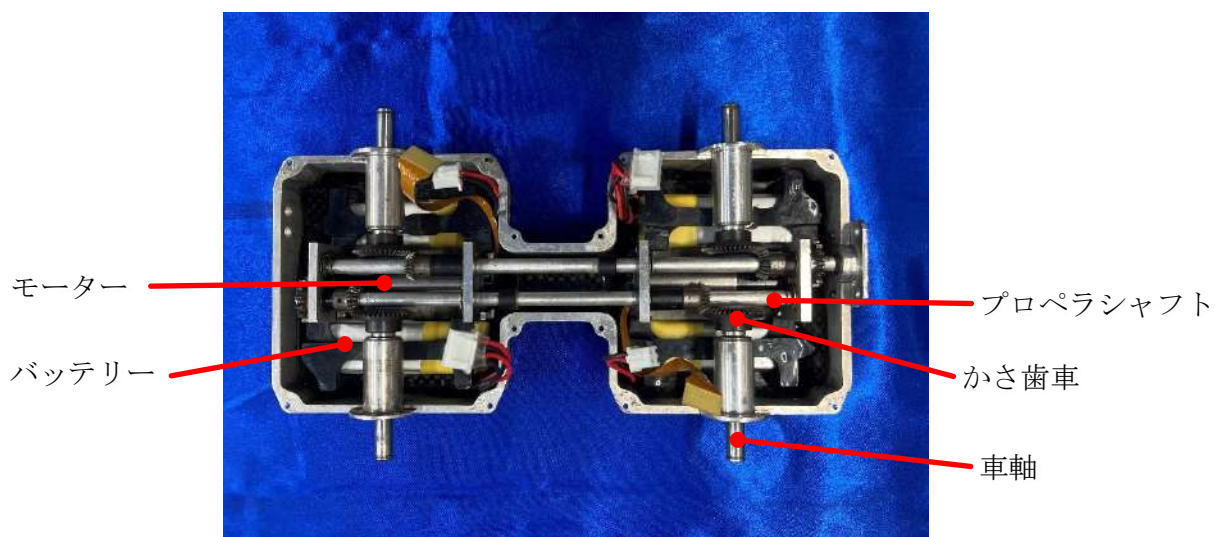
CFRP は電波を通しにくいいため、GPS および無線などの通信機器が存在する場所には GFRP（ガラス繊維強化プラスチック）を用いている。

4.2 機体内観・機構

四輪駆動を実現するためにモーターからかさ歯車、プロペラシャフトを経由してホイールへ動力が伝わる。2つのモーターによって左右それぞれのホイールが制御されている。旋回は左右のホイールの回転数を変化させることで行うため、複雑な操舵機構を必要とせず、信頼性向上につながっている。制御基板はメカニカル部品上部に3Dプリンター製のブラケットをもちいて固定されている。本機体は上下の区別がなく、どちらが上面でも走行が可能であるが、基板が上面にある方がより良好な通信状態を得ることができるため、モーターやバッテリーなどの重量物を基板と反対側の下部に配置することによって上下が正常な状態になりやすい構成になっている。



基板構成



駆動系構成

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）	実施予定日
V1	質量試験	S1	7/25
V2	機体の収納・放出試験	S2	7/25
V3	準静的荷重試験	S3	7/23
V4	振動試験	S4	調整中
V5	分離（パラシュート開傘）衝撃試験	S5	7/25
V6	落下試験	S6	8/1
V7	ロスト対策試験	S7	7/30
V8	無線電源 ON/OFF 試験	S8	調査のみ
V9	通信周波数変更試験	S9	7/30
V10	End-to-end 試験	S10	8/1~7
V11	着地衝撃試験	S11	8/1
V12	制御走行試験	M4	7/15~24
V13	制御レポート作成試験	M5	7/15~24
V14	駆動時間測定試験	M1	7/15
V15	最高速度試験	M2	7/15
V16	走破性能試験	M3	7/15

第6章 実施試験の内容

V1. 質量試験

- 目的
機体およびパラシュートの質量がレギュレーション（1050g）以下を満たしていることを示す。
- 試験内容
 1. キャリアを電子天秤に乗せ、数値を 0 にリセットする。
 2. キャリアの中に **CanSat** とパラシュートを入れて計測する。測定開始から終了までの工程を無編集の動画で示す。
- 結果
試験の動画を以下のリンクに示す。
<https://youtu.be/bCexota0wsI>

動画内で取得した機体の質量を以下に示す。



動画より機体とパラシュートの質量は 1,044g である。

- 考察
結果より機体とパラシュートの質量はレギュレーションの 1050g 以下である。

V2. 機体の収納・放出試験

- 目的
機体およびパラシュートがレギュレーションで定められた直径 146mm、高さ 240mm 以下のキャリアに収納できることを示す。また、キャリアから放出されることを示す。
- 試験内容
 1. 本チームの所有しているキャリア（ $\phi 147\text{mm} \times 270\text{mm}$ ）に厚さ 0.5mm の厚紙を入れ内径および底から口までの高さを測定する。
 2. キャリアに機体とパラシュートを入れ、径が収まっていることを確認する
 3. 機体からキャリアの開口部までの長さを測定し、機体の高さがレギュレーションに収まっていることを確認する。キャリアの寸法測定からの一連の工程を無編集の動画で示す。
- 結果
試験の動画を以下のリンクに示す。
<https://youtu.be/Vpu2VjATfBM>

動画は機体がキャリアに収納可能であり、また放出が可能であることを示している。
試験結果よりキャリアの開口部と機体の最上部に 50mm の空間があった。

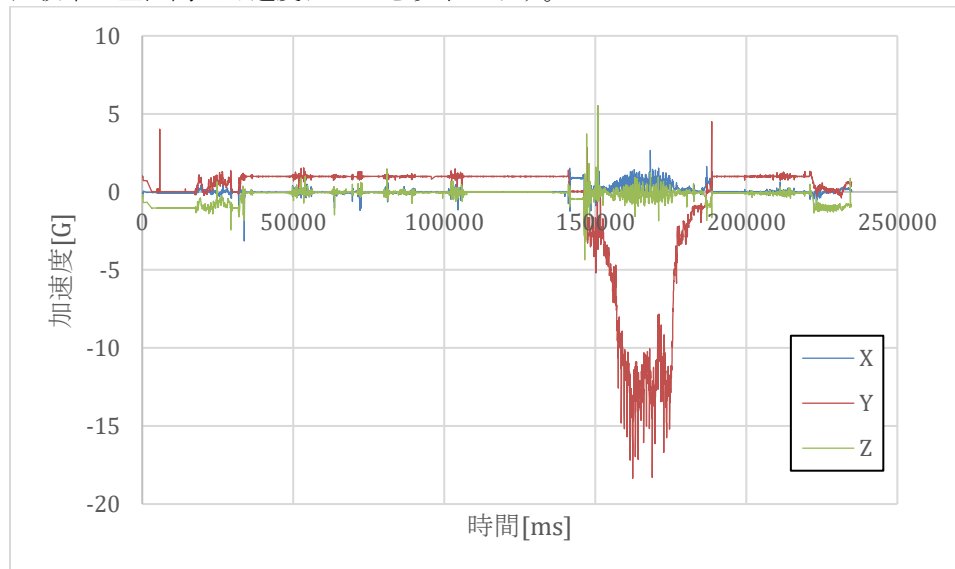
- 考察
開口部から 50mm の空間があり、キャリアの高さが 270mm であるためレギュレーションの全長 240mm 以下を満たしている。また、内径 146mm のキャリアに収納し、スムーズに放出できたことから外形 $\Phi 146\text{mm}$ 以下であることを満たしている。

V3. 準静的荷重試験

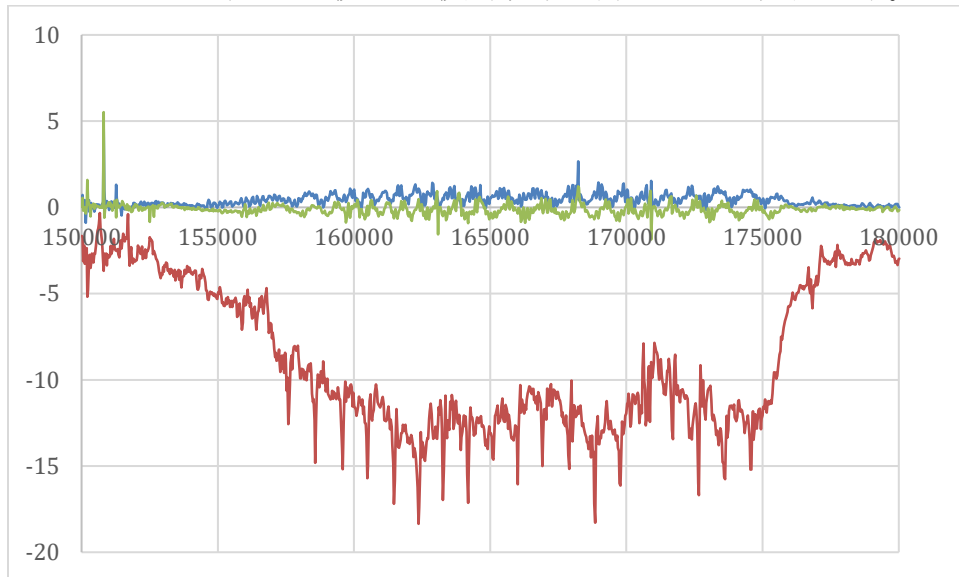
- 目的
ロケット打ち上げ時の機体にかかる静荷重によって機体の機能が損なわれないことを示す。
- 試験内容
レギュレーションより CanSat に対して垂直方向に 10G 以上を加えたのち機体が正常に動作することを確認する。
 1. ハンマー投げの要領でキャリアに入れた機体を回し、遠心力を利用して準静的荷重をかける。
 2. 回転が安定してから 10 秒間測定し、その間回転を続ける。
 3. キャリアより機体を取り出し、走行プログラムを書き込んで走行することを確認する。
 4. 機体に搭載されている加速度センサーのデータを無線モジュールで送信し、垂直方向に 10G 以上が加えられていることを確認する。
 試験の一連の工程を無編集の動画で示す。
- 結果
試験の動画を以下に示す。

<https://youtu.be/Waomhomfnx0>

試験中の全区間の加速度データを以下に示す。



全エリアグラフのうち 150 秒～180 秒区間を切り出したものを以下に示す。



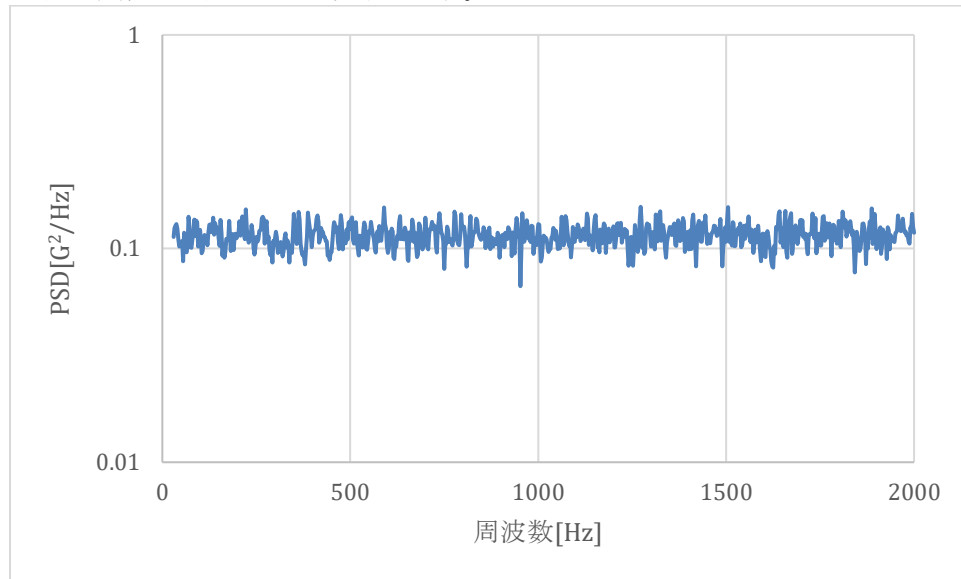
以上の加速度データにおいて 160 秒から 170 秒区間で 10G 以上が 10 秒間かかっていることが確認できる。

- 考察
機体がロケット発射時に加わる静荷重に耐えうることを示した。

V4. 振動試験

- 目的
ロケット打ち上げから機体放出までに発生するランダム振動によって機体の動作に影響を及ぼすことがないことを示す。
- 試験内容
レギュレーションを参考に 30~2000Hz で 15G 相当のランダム振動を加える。
 1. キャリアに缶サットを収納し、試験機に乗せる。
 2. 試験機によってキャリアを 30 秒間振動させる。
 3. キャリアから缶サットを取り出し、正常に動作することを確認する。上記の工程を無編集の動画で示す。また、試験機の振動ログデータを添付する。
- 結果
試験の動画を以下に示す。
https://youtu.be/VloRYQEq5_o

振動試験機の振動データを以下に示す。



パワースペクトル密度[G²/Hz]から実行加速度[G]は以下の式で求めることができる。
周波数の値を $f_1, f_2, f_3 \dots$ とし、パワースペクトル密度を p_1, p_2, p_3 とする。

$$n_i = \frac{\log_{10} \frac{p_{i+1}}{p_i}}{\log_{10} \frac{f_{i+1}}{f_i}}$$

$n_i \neq -1$ のとき

$$s_i = \frac{p_i(f_{i+1}^{n_i+1} - f_i^{n_i+1})}{(n_i + 1)f_i^{n_i}}$$

$n_i = -1$ のとき

$$s_i = f_i p_i \log \frac{f_{i+1}}{f_i}$$

このとき加速度実効値 α

$$\alpha = \sqrt{\sum s_i}$$

取得した加速度データより **Excel** を用いて加速度実効値の計算を行った。
すべてのデータについて計算をおこなった結果桁あふれによって計算が行えなかったため、取得データを計算可能な最小値である **3** つ飛ばしで利用した。

この時の実行加速度値は **15.00897G** であった。

計算に利用したファイルを以下に示す。

<https://tdu.box.com/s/0ifqfjcjs79fkdxic5ou5koj33mhq0n4>

- 考察

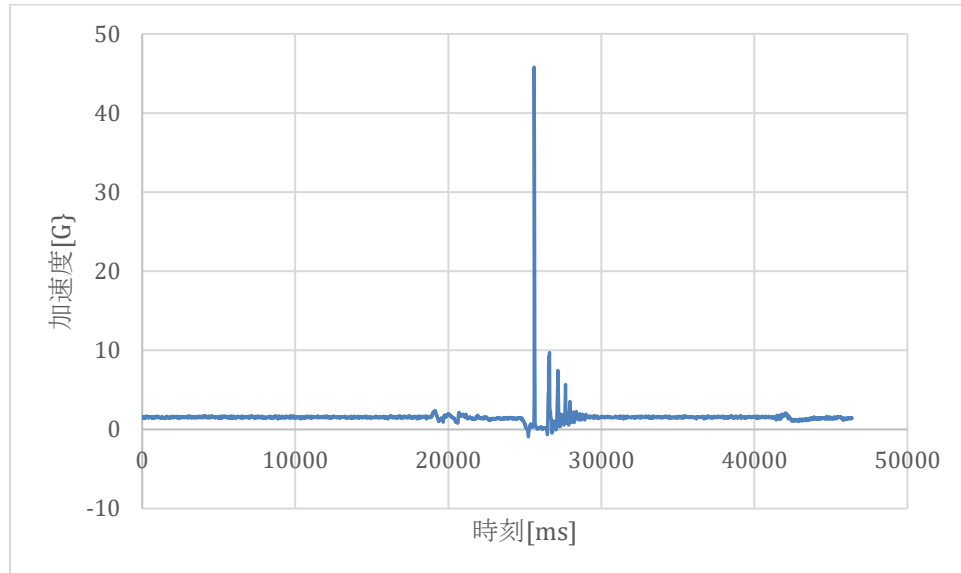
振動試験機のデータより **30Hz** から **2000Hz** において **15G** の振動が加わっており、ロケット発射時の振動に問題がないことを示した。

V5. 分離（パラシュート開傘）衝撃試験

- 目的
機体がロケットから放出され、パラシュートが開傘した際の衝撃によってパラシュートとの接合部やロープなどの機体の機能が損なわれないことを示す。また、衝撃が **40G** 以上加わっていることを示す。
- 試験内容
 1. パラシュートを機体に接続し、パラシュート傘部をひもで結ぶ。
 2. **CanSat** が地面に届かない高さにひもをセットし、脚立にのぼって機体を落下させる。
 3. 機体に搭載したセンサーを用いて加速度を測定し、**40G** 以上が加わっていることを確認する。

予備審査では 2 階からだったが予備試験の結果、試験条件の **40G** を出すのには過剰であったため脚立を用いて試験を行った。
- 結果
試験の動画を以下に示す。
<https://youtu.be/FkgtaGOI1w4>

試験中に加わった加速度を以下に示す。



試験中の最大加速度は **45.8G** であった。

- 考察
試験結果よりパラシュート接合部に **40G** 以上の開傘衝撃が加わっており、そのうえで動作に問題がないことを示した。

V6. 落下試験

- 目的
機体が地面に降下する際の減速機構（パラシュート）が機能していることを示す。
- 試験内容
パラシュートによる終端速度を計測する。
 1. 4階より **CanSat** を投下する。
 2. 投下の間固定カメラで動画を撮影する。
 3. 撮影した動画を分析し、投下高度と合わせて降下速度を求める。

減速機構がない場合の理論的に算出した降下速度と比較し、パラシュートによる減速が機能していることを示す。

パラシュートがない場合の自由落下時の落下速度は以下の式で求めることができる。

空気抵抗を加味するため、以下のニュートンの抵抗法則を用いる

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S$$

D:空気抵抗[N]、 C_D :抵抗係数、 ρ :空気抵抗密度、V:落下速度[m/s]、S:代表面積[m²]

空気抵抗を受ける物体の運動方程式は以下の式で表すことができる。

$$m \frac{dv}{dt} = mg - D$$

ここで終端速度における $\frac{dv}{dt} = 0$ であるため $D = mg$ となる。

これをニュートンの抵抗法則に代入すると

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{C_D \rho S}}$$

機体の重量 $mg = 1.050 \times 9.81 = 10.3$

代表面積はキャリアの断面積とし、 $S=0.017$ とする。

C_D 値は機体を円柱として 0.9 とする。

空気抵抗密度 ρ は以下の式で求める。

$$\rho = \frac{P}{R(t + 273.15)}$$

気温 $t = 30^\circ\text{C}$ 、大気圧 $P = 10.3[\text{hPa}]$ 、気体定数 $R = 2.87$ とする。

$$\rho = \frac{1013}{2.87(30 + 273.15)} = 1.16$$

$$V = \sqrt{\frac{2 \times 10.3}{0.9 \times 1.16 \times 0.017}} \\ = 34.07[\text{m/s}]$$

予備審査の段階ではドローンを用いてパラシュートの降下速度を測定する予定だったが、試験が夜中になってしまい、ドローンを用いることができなかったため試験可能な最も高い地点より投下試験を行った。

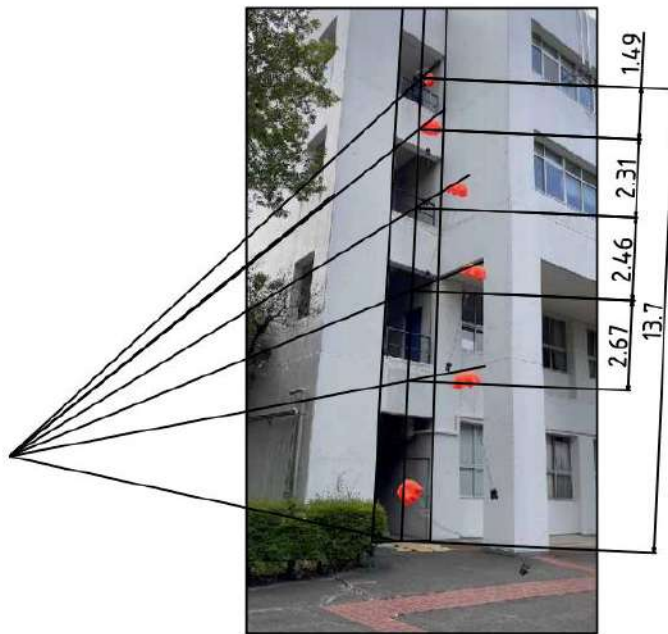
- 結果
試験の動画を以下に示す。
<https://youtu.be/qcl2QIUBLwk>
地面から落下開始地点の高さを以下に示す。



15 フレームごとに撮影した画像を合成したものをいかに示す。



ここで動画のフレームレートは **30fps** であり、画像間の時間は **500ms** である。次に各画像におけるパラシュートの位置より高さを求めた画像を示す。



上記の画像より、0.5 秒から 2 秒間における落下距離と速度は以下のようになる。

時間	落下距離[m]	落下速度[m/s]
0s~0.5s	1.49	2.98
0.5s~1.0s	2.31	4.62
1.0s~1.5s	2.46	4.92
1.5s~2.0s	2.67	5.34

- 考察
結果より自由落下の理論値と比べて実測落下値が十分に小さいことがわかる。
このことからパラシュートが落下時の減速に対して十分に機能していることが確認された。

V7. ロスト対策試験

- 目的
機体回収のための対策が行われており、その効果があることを示す。
- 試験内容
機体を検索するにあたり、検索の目印となるパラシュートの視認距離と機体の座標を受信するための無線通信距離を測定する。
 - [1]. パラシュートの視認距離測定
見晴らしの良い埼玉県鳩山町の越辺川堤防付近でパラシュートを視認できる距離を測定する。パラシュートのキャノピーが見えなくなった地点を限界距離とし、メンバー全員について一人ずつ行い、平均距離をパラシュート視認限界距離とする。使用するパラシュートは蛍光色のものを用いる。
 - [2]. 無線通信距離測定
機体に搭載される無線機の通信限界距離を測定する。[1]試験と同様埼玉県鳩山町越辺川付近で行い、PCに接続した受信機が機体に搭載されている送信機からデータを受信できる距離を測定する。機体を置きPCを持った人が歩きながらウォーキングメジャーを用いて距離を測定する。機体からは1秒ごとにカウントアップの信号を送信し、信号が受信できなくなった地点で移動をやめて10秒待つ。10秒以内に復帰した場合は再度移動を行い、10秒間データを受信できなかった地点を通信距離の限界地点とする。上記の工程を3回行い、その平均距離を通信可能距離とする。
試験の様子は無編集の動画で示す

試験場所の写真



また、無線モジュールのトラブルが発生した場合の機体創作方法を以下に示す。

前提条件として過去の大会より以下のことがわかっている

1. 当チームの機体はパラシュートが小さいことから落下速度が速く、発射点から **4km** の範囲に着地する可能性が極めて高い
 2. 風上から機体、ノーズコーン、ロケット本体の順にほぼ一直線上に落下する。
過去の記録より落下速度は機体>ノーズコーン>ロケット本体であることがわかっている。
また、着地順序が変化した場合でも着地点はほぼ一直線上になることがわかっている。
- 助手席の人間が進行方向および右側、運転席後部の人間が進行方向左側、運転手が進行方向について双眼鏡を用いて検索する。

- 結果
パラシュートの視認距離結果を以下に示す。なお予備審査ではメンバー全員となっていたが、その後にメンバーの変動があったため、記録は1つとなる。
試験は50mごとにパラシュートを認識できるか測定し、認識できなくなるひとつ前の距離を結果とした。
試験の結果約500mがパラシュート認識の限界距離であった。

通信距離測定試験の動画を以下に示す。

試験回数	動画リンク
1回目	https://youtu.be/rJikz2xA3dg
2回目	https://youtu.be/zD28Xjq53ck
3回目	https://youtu.be/QRoZgBk19xY

動画より通信距離の測定結果は以下のようになった。

回数	通信距離
1回目	250.1m
2回目	281.5m
3回目	270.4m

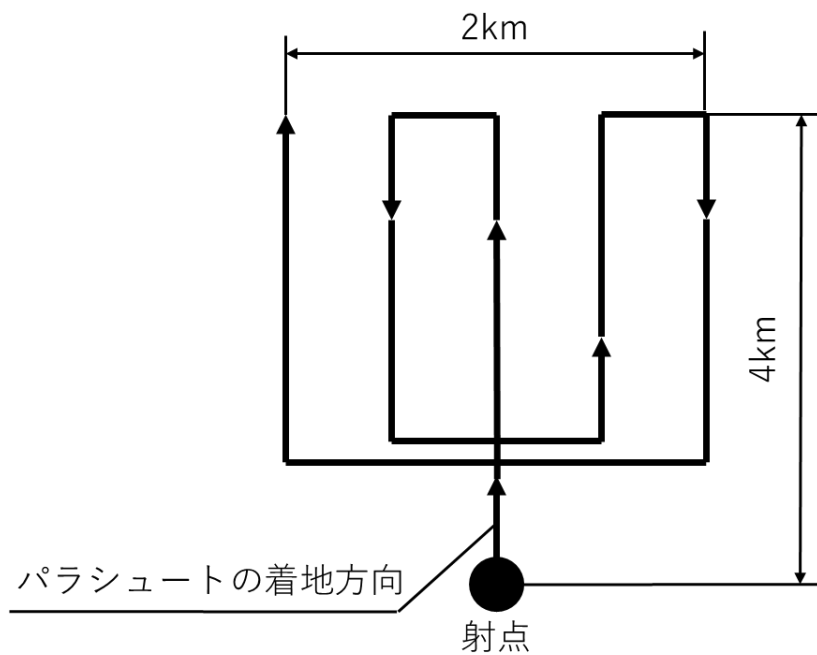
通信距離の平均値は267.3mである。

- 考察
機体の搜索は通信およびパラシュートの搜索によって行う。
また、過去の搜索結果より機体、ノーズコーン、ロケット本体の順に風上から発見されるため、無線機による位置の確認できない場合は以下の搜索方法によって機体を発見する。
通信距離を伸ばし、機体を遠くから発見する手段として、通信の通りやすい機体降下時の座標をマップに可視化することによる操作を検討している。

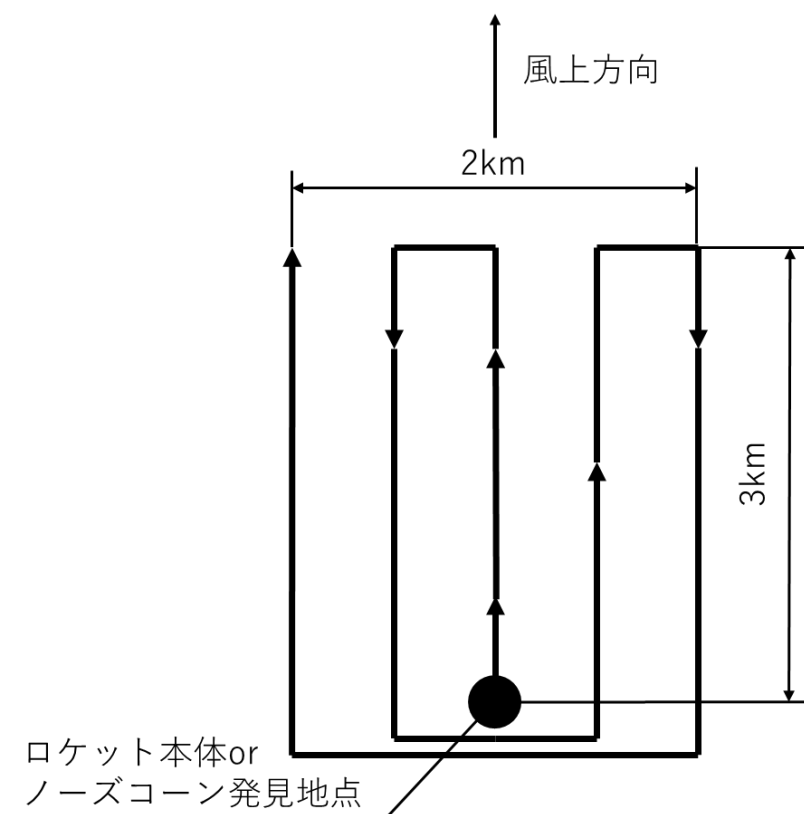
機体の搜索方法

以下の搜索方法ではGPSレシーバーを用いて位置情報と走行軌跡を確認しながら行う。

打ち上げ後パラシュートが着地する方向が確定したら、早期に下図に示す搜索を開始する。搜索中に機体、ノーズコーン、ロケット本体のいずれも発見できなかった場合は風向きを再度確認し、風上方向に同様に搜索を行う。
機体を発見できれば搜索を終了し、機体が見つからずノーズコーンまたはロケット本体を発見した場合次の搜索方法に移行する。



風向き確認後下図に示すように風上に向けて $2\text{km} \times 3\text{km}$ の範囲を搜索する。
それでも発見できなかった場合、風下や隣接するエリアに搜索範囲を拡大する。



V8. 無線電源 ON/OFF 試験

- 目的
レギュレーションで電源を OFF にする必要があると規定されている FCC 認証かつ 100mW 以下であることを確認する
- 試験内容
機体に搭載されている XBee ZB S2C の FCC ID を示す。
また販売元の仕様書より出力を確認する。
- 結果
XBee ZB S2C の FCC ID を以下に示す。



FCCID は MCQ-S2CTH である。
仕様書を以下に示す。

SPECIFICATIONS		Digi XBee® S2C Zigbee	
		Standard	Programmable
性能			
トランシーバーチップセット	Silicon Labs EM357 SoC		
データレート	RF 250 Kbps、シリアル最大 1 Mbps		
室内/都市部レンジ*	最大 60 m		
屋外/RF 見通しレンジ*	最大 1200 m		
送信出力	3.1 mW (+5 dBm) / 6.3 mW (+8 dBm) ブーストモード		
受信感度 (1% PER)	-100 dBm / -102 dBm ブーストモード		

上記より送信出力は最大で 6.3mW である。

- 考察
結果より機体に搭載されている無線機は FCC 認証品かつ 100mW 以下のものである。

V9. 通信周波数変更試験

- 目的
会場での混信を防ぐため機体に搭載している無線モジュールに関して周波数の変更が可能であることを示す。
- 試験内容
機体に搭載されている XBee と PC を接続し、X-CTU を用いてチャンネルの変更を行う。
以下に手順を示す。
 1. XBee と PC が接続されていることを確認する (XBee から送られた文字が PC に表示されることを示す)
 2. PC 側の受信機のチャンネルを変更し、通信できないことを示す。 (XBee から送られた文字が PC に表示されないことを示す)
 3. XBee のチャンネルを変更し、再度通信が行われていることを示す。上記の手順を無編集の動画で示す。
- 結果
試験の動画を以下に示す。
<https://youtu.be/NC46NURHZww>
- 考察
使用チャンネルを切り替えることによって機体に搭載されている無線モジュールの通信周波数を変更することが可能であることを示した。

V10. End-to-End 試験

- 目的
機体のロケット搭載からパラシュート分離、ゴール到達、距離測定までのすべてのシーケンスで機体が破損せずに動作可能なことを示す。
- 試験内容
 1. 機体の電源を入れ、GPS を取得して待機状態になるまで待つ。
 2. キャリアが空であることを確認し、機体を投下用キャリアに入れる
 3. キャリアから機体を放出し、衝撃によって機体の動作を開始させる、パラシュートを分離し、ゴールまでの制御を行う。
 4. 缶サットがゴールおよび停止したのち機体のゴールまでの距離を測定する。

投下用キャリアに缶サットを投入する場面からゴール距離測定までの工程を無編集の動画で示す。

- 結果
動画を以下に示す。

回数	動画
1 回目	https://youtu.be/YYSPWKxW5gg
2 回目	https://youtu.be/vhljvl3fZV8
3 回目	https://youtu.be/HqewslG7MpM

試験によるゴール距離を以下に示す。

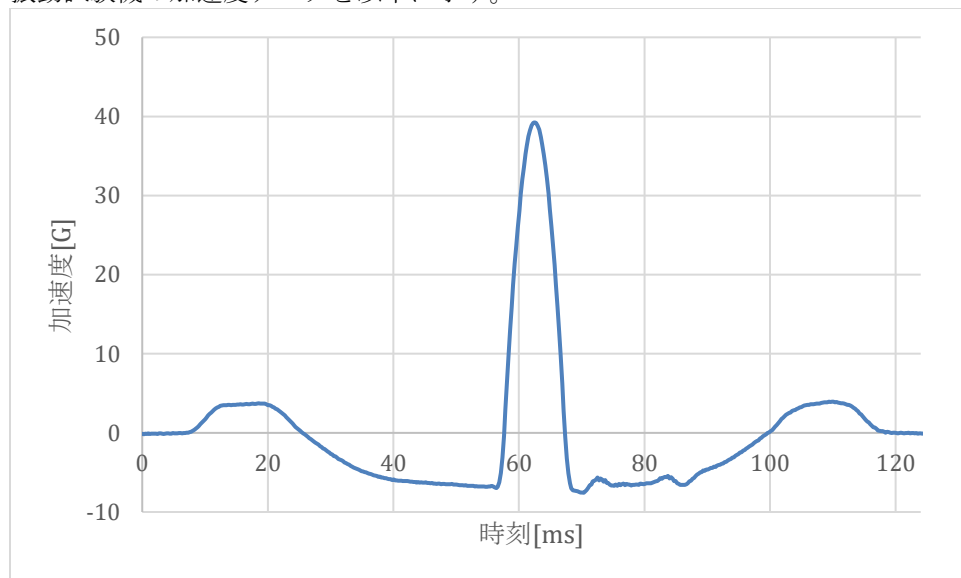
試験回数	ゴールまでの距離[m]
1 回目	4.1
2 回目	0.87
3 回目	5.3

- 考察
機体の電源投入からゴール到達までの一連のプロセスが動作可能であることを示した。

V11. 着地衝撃試験

- 目的
機体が上空からの着地衝撃で動作に支障をきたすことがないことを示す。
- 試験内容
試験は以下の手順で行う
 1. 振動試験機を用いて 40G の衝撃を加える。
 2. CanSat を取り出し、走行プログラムを書き込む。
 3. CanSat が正常に動作することを確認する。上記の工程を無編集の動画で示す。
予備審査時点ではドローンを用いて行う予定だったが、振動試験の性能より試験が可能であったため、振動試験機を用いた衝撃試験に変更した。
- 結果
試験の動画を以下に示す。
<https://youtu.be/XwZ5SEhWjVA>

振動試験機の加速度データを以下に示す。



試験機による加速度値は 39.249G を示していた。

- 考察
約 40G の衝撃が加わっても機体の走行に問題がないことを示した。

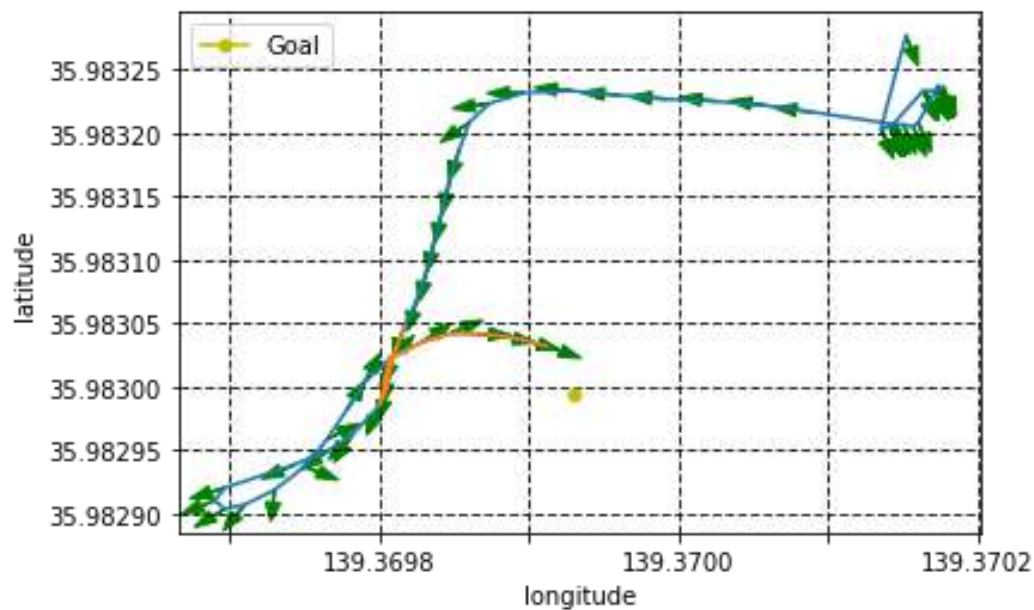
V12. 制御走行試験

- 目的
CanSat がゴールに向かって制御走行することを示す。
- 試験内容
試験は以下の手順で行う。
 1. CanSat をゴールから 15m 以上離れた場所に置き、ゴールの位置と CanSat の初期進行方向を示す。
 2. CanSat の初期進行方向をゴールから 90 度以上反対の方向になるように向けて置く。
 3. CanSat の走行用プログラムを実行し、ゴールの方向に制御が行われる様子を撮影する。
 4. 同様の実験について開始場所を変えて 5 回行い制御によってゴールの方向に走行することを示す。1 回ごとの試験について無編集の動画で示す。
- 結果
試験の動画を以下に示す。

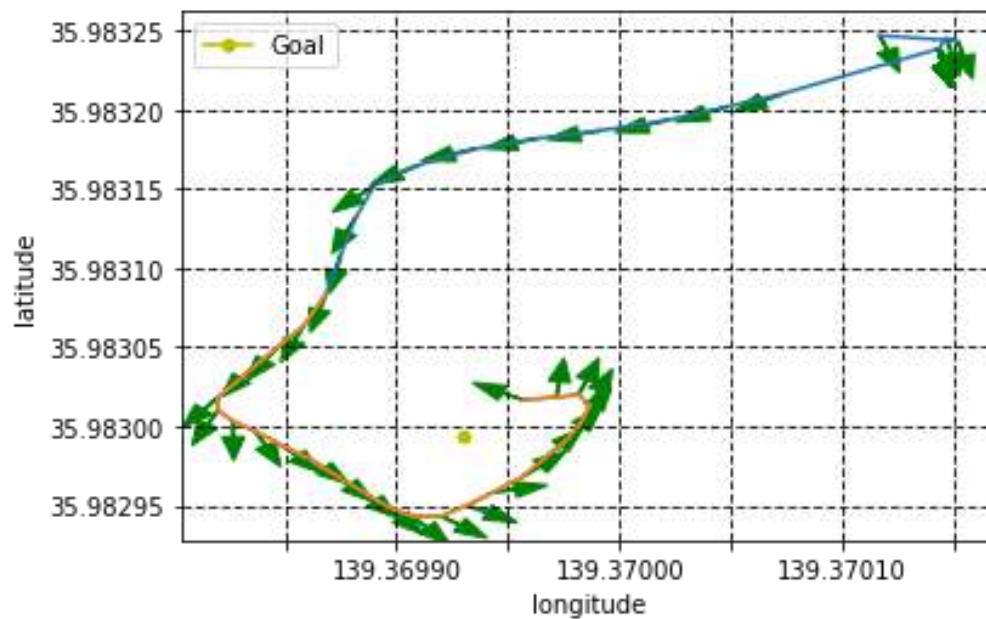
回数	動画
1 回目	https://youtu.be/_qIG5bzplFc
2 回目	https://youtu.be/sCqJwrL5_Yg
3 回目	https://youtu.be/A2vpU6LHLoA
4 回目	https://youtu.be/eFALvEpkCTo
5 回目	https://youtu.be/scit0aLfj8l
- 考察
CanSat の制御が行われており、ゴールに向けて走行を行っていることを示した。

V13. 制御レポート作成試験

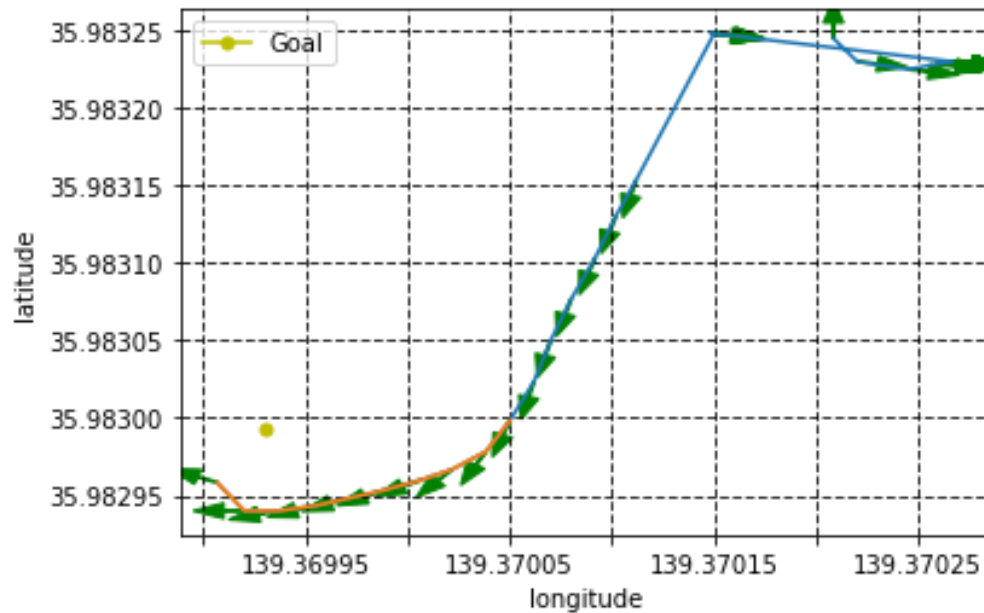
- 目的
機体の停止後ログを用いて制御レポートが作成できることを示す。
- 試験内容
ETE 試験時の走行データから制御レポートを作成する。
作成した制御履歴レポートを添付する。
- 結果
End-to-End 試験 1 回目の制御レポートを以下に示す。



図中の緑の矢印は機体が GPS より認識している進行方向を示している。
また、青い線は高速での走行箇所、オレンジの線は低速での走行箇所を示している。
End-to-End 試験 2 回目の制御レポートを以下に示す。



End-to-End 試験 3 回目の制御レポートを以下に示す。



- 考察
上図より機体の走行ログを制御レポートとして画像に起こすことが可能であることを示した。

V14. 駆動時間測定試験

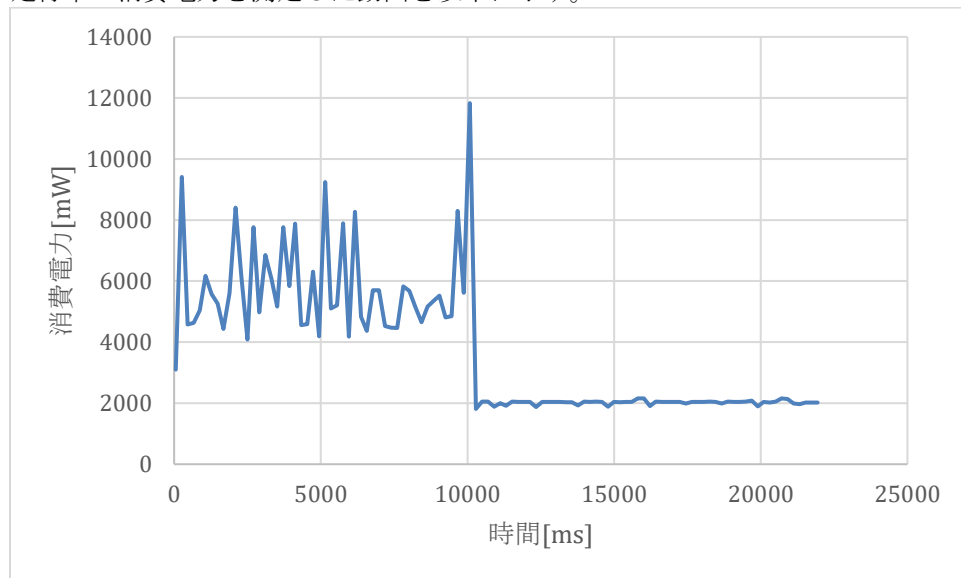
- 目的
CanSat がどの程度の時間走行可能かを測定する。V15 最高速度試験より求めた速度から CanSat の限界走行距離を計算する
- 試験内容
 1. CanSat を満充電にし、充電器を用いてバッテリーの放電容量を測定する。
 2. CanSat の走行プログラムを動作させ、その間の電圧及び電流値を PC に送信する。
 3. 送信された電圧、電流値より消費電力を求め、放電容量から駆動時間を求める。
 4. V15 試験より得られた速度から走行可能距離を計算する。

CanSat に電圧、電流値が送られる様子を実録の動画で示す。また、測定したデータより消費電力のグラフを作成し、示す。

- 結果
試験の動画を下記に示す。
<https://youtu.be/uTnTA4BXubM>
充電終了時のバッテリー容量を以下に示す。



画像よりバッテリーの放電容量は **416mAh** である。
走行中の消費電力を測定した動画を以下に示す。



記録された消費電力を以下に示す。
モーターが回転している 10 秒までの消費電力を平均すると
走行中の消費電力は **5.6W** であった。
また、その際の平均電圧は **12.3V** であった。
走行可能時間 $t[h]$ は消費電力 $P[W]$ とバッテリー容量 $W[mAh]$ 、定格電圧 $V[V]$ を用いて以下の式で求めることができる。

$$t = \frac{W}{1000} \times \frac{V}{P}$$

上式に代入すると

$$t = \frac{416}{1000} \times \frac{12.3}{5.6} = 0.913[h] = 54.8[min]$$

よって走行可能時間は **54 分** である。

V15 走行速度試験より走行速度を **11.3km/h** とすると走行可能距離は **10.3km** である。

- 考察
走行可能距離は **10.3km** であり、過去の記録では **4km** 以内に落下していることからゴールまでの走行は可能である。

V15. 最高速度測定試験

- 目的
CanSat の最高速度を求め、現地での走行の比較材料とする。また、設計値である **10km/h** を達成していることを確認する。
- 試験内容
ウォーキングメジャーとストップウォッチを用いて走行距離と時間を測定する。
 1. 左右のモーターを **100%** で回転させ、走行と同時にストップウォッチを開始する。
 2. 約 **15 秒** 走行させ、その時点での時刻と走行距離を記録する。
 3. **3 回** 測定を行い平均値を最高速度とする。
 試験の様子を動画で撮影し、無編集のものを示す。
- 結果
試験の動画を以下に示す。

回数	動画
1 回目	https://youtu.be/NyaP2UtexUs
2 回目	https://youtu.be/b9En4TfCRBQ
3 回目	https://youtu.be/Oos5TO6dOzM

動画より測定時間と走行距離から求めた走行速度を以下に示す。

回数	走行時間[s]	走行距離[m]	走行速度[km/h]
1 回目	16.15	49.7	11.1
2 回目	15.38	49.3	11.5
3 回目	15.68	49.5	11.4
		平均	11.3

- 考察
結果より走行速度は **11.3km/h** であり、設計値である **10km/h** を満たしている。

V16. 走破性能測定試験

- 目的
会場における地表のひび割れや凹凸、轍などの障害によって機体がスタックしないことを示す。
- 試験内容
過去の ARLISS の測定記録より、轍の高さはおよそ 60mm であることがわかっている。
60mm の轍を砂を用いて再現し、轍の前に機体を置いて助走を行わずに乗り越えられることを確認する。3 回試験を行い、3 回中 3 回の走破で成功とする。また、轍の乗り越えを成功するたびに 10mm ずつ高くし、機体の乗り越えられる轍の最大高さを測定する。
試験の様子を動画で撮影し、無編集のものを結果に示す。

- 結果
試験の動画を以下に示す。

轍高さ	動画
60mm	https://youtu.be/FaH7dFTakAA
70mm	https://youtu.be/LhnbP2VUKIU
80mm	https://youtu.be/2a_Tmf1PvDE
90mm	https://youtu.be/isDWrtH4LxQ

動画より走破性能試験の結果は以下のようになった。

轍高さ	1 回目	2 回目	3 回目
60mm	○	○	○
70mm	○	○	○
80mm	○	○	○
90mm	×		

- 考察
結果より機体は 80mm の轍を乗り越える性能を持っている。

第7章 ガントチャート（工程管理）

2次審査書提出日である 8/8 近辺までの予定を以下に示す。

	7月																															8月																	
	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11													
大会日程	1次審査書																																	2次審査書															
End-to-End																																																	
落下試験																																																	
着地衝撃試験																																																	
ロスト対策試験																																																	
通信周波数変更試験																																																	
質量試験																																																	
収納・放出試験																																																	
分離衝撃試験																																																	
準静的荷重試験																																																	
最高速度試験																																																	
走破性能試験																																																	
制御レポート作成試験																																																	
制御走行試験																																																	
駆動時間測定試験																																																	
振動試験	日程調整中																																																
無線電源ON/OFF試験	調査のみ																																																
機体改良期間																																																	

第8章 責任教員の所感

責任教員所感

今回参加の機体は、前回 ARLISS に参加した際に用いた機体のハード面における基本設計を踏襲しながら、信頼性と制御の内容を向上したものです。弊学チームにおきましては、コロナ禍の影響もあり、活動メンバーが大きく入れ替わり技術継承が困難になったにもかかわらず、可能な限り活動の質、内容を低下させないように努力をして参りました。今回は ARLISS 参加経験の無い 2 年生が 1 名で頑張っております。何卒よろしくお願いいたします。

第9章 大会結果報告

(1) 目的

ゴールまで最速最短で走行し、ゴールする。

(2) 結果

打ち上げ1回目

パラシュートが分離せずリタイア

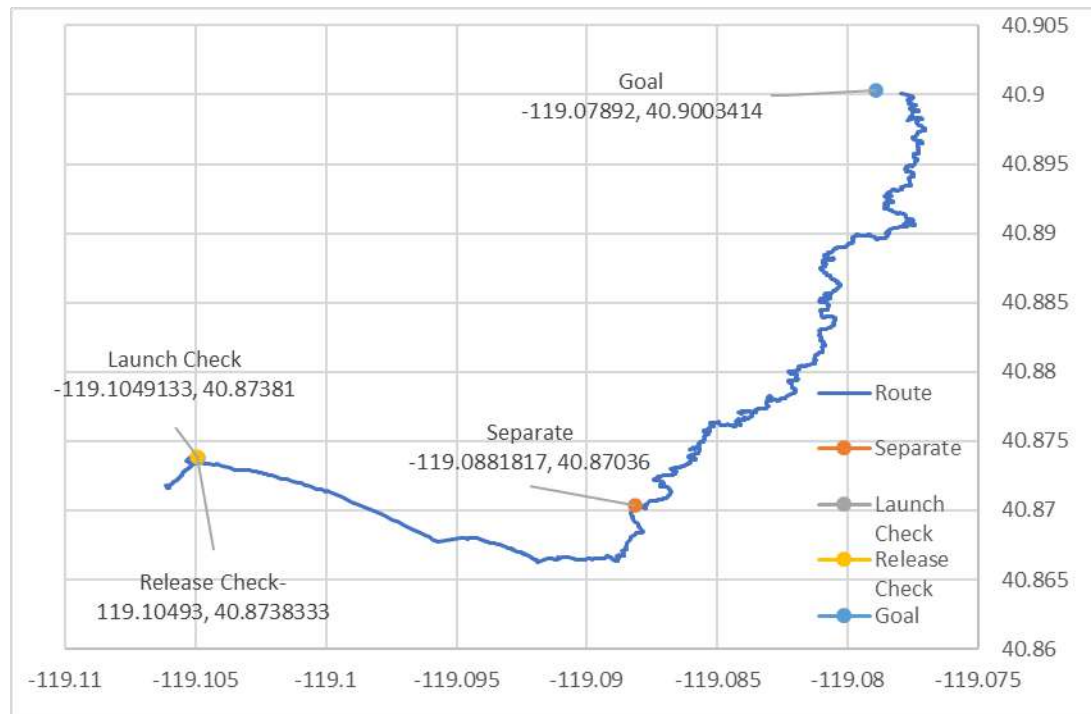


1回目の打ち上げではパラシュートの分離が行われず、リタイアとなった。機体の制御ログが確認できなかったため機体の状況から判断した。機体発見時機体は動いておらず、通信が行われていなかった。機体の電源が入っていることを示す電源ランプはついていたので機体の降下判定後自動分離時間である15分待機したが動作しなかったため回収した。回収後パラシュート分離を手動で行おうとしたところ、パラシュート接続部を手で回転させた場合は分離できたが、ホイールを回した際は分離できなかった。機体を確認したところ、機体内部のパラシュート接続シャフトとフレームの取り付け穴位置にずれが見られた。以上の状況よりパラシュートの分離を行おうとしたが、モーターのトルクではパラシュート分離機構を回転させられなかったことにより分離できなかったと判断した。

2回目までの対応としてリューターによるフレームの穴位置修正とねじ部への潤滑剤塗布を行い、モーターを回転させることでパラシュートが分離できることを確認したのちに2回目の打ち上げを行った。

打ち上げ 2 回目

打ち上げ 2 回目では、分離は正常に行われ、ゴールから 106m 地点まで走行した。走行ログを以下に示す。



GPS から取得した走行データは以下の通りであった。

落下地点からゴールまでの直線距離	3,416 m
走行距離	5,955 m
走行時間（分離時間からゴール時間）	3,850 s
動作時間	7,471 s
平均走行速度	5.56 km/h
直線距離比平均走行速度	3.19 km/h
直進度	174 %

2 回目打ち上げ時は分離動作が正常に行われ、CanSat はゴールから 106m まで走行した。106 m での停止原因はバッテリー電圧の低下によるものだった。走行時間はおおよそ 1 時間で事前の試験によるものと一致した。GPS 誤差内のゴールまでたどり着けなかった原因として走行距離の増加及び走行速度の低下が考えられる。事前の国内テストでは 10km/h を確認していたが、実際の平均速度はおおよそ半分であった。また、直進度は 174 % であり、CanSat が蛇行走行したことによって走行距離が伸びたことが考えられる。また、現地で走行の様子を観察したところ、旋回時に大きく速度が低下していた。減速を伴う大きな角度での旋回が続いたことによって平均走行速度が低下したと考えられる。

(3) 考察

サクセスクライテリアの達成度を以下の表に示す。

達成度は○：完全に達成、△：一部達成、×：未達成である。

カムバックサクセスクライテリア

サクセスクライテリア	内容	達成度
ミニマム	パラシュートを分離し動作を開始する	○
ミドル	CanSat がゴールに向かう	○
フル	CanSat がゴールする	△
エクストラ	0m ゴールする	×

直進度サクセスクライテリア

サクセスクライテリア	内容	達成度
ミニマム	直進度 300%以下	○
ミドル	直進度 200%以下	○
フル	直進度 150%以下	×
エクストラ	0m ゴールする	×

平均速度サクセスクライテリア

サクセスクライテリア	内容	達成度
ミニマム	平均速度 6.92km/h 以上	×
ミドル	平均速度 8.54 km/h 以上	×
フル	直線距離に対する平均速度 7km/h 以上	×
エクストラ	直線距離に対する平均速度 8km/h 以上	×

走破性能サクセスクライテリア

サクセスクライテリア	内容	達成度
ミニマム	500 m 以上移動する	○
ミドル	CanSat がゴールに到達する	△
フル	10 秒以上スタックすることなくゴールする	△
エクストラ	1 度もスタックすることなくゴールする	△

センサーデータサクセスクライテリア

サクセスクライテリア	内容	達成度
ミニマム	制御ログに必要なデータを保存する	○
ミドル	センサデータを保存する	○
フル	地面の凹凸の激しさをセンサデータより判定する	×
エクストラ	3D マップを作成する	×

CanSat のゴールに関するサクセスクライテリアはゴールから 106 m 地点であり、GPS の測定誤差から非常に離れていることから完全に達成されたとは言い難いため、一部達成とした。また、センサデータのロギングについては加速度センサのレンジ設定が低かったことにより走行中の加速度データがレンジ上限であったことより判断できなかった。今回のサクセスクライテリアの設定において「ゴール」がどのような状態を指すのか、また今回課題となった通信面の評価が必要であると言える。

第10章 まとめ

(1) 工夫・努力した点

通信面で XBee の周波数である 1575MHz と Arduino Pro mini の CPU 周波数である 16MHz が整数倍の関係であったため基板にアルミテープとカプトンテープでシールド保護を行った。この改良によってそれまで不安定だった GPS の取得が 40 秒で確実に取得できるようになり、大幅に安定した。

制御面では分離や旋回動作など、あらゆる処理に冗長化を加えた。これまでの国内大会と比較して ARLISS では起動時間と各動作時間（打ち上げ、着地、走行）に大きな差が生じる。これにより、これまで起動時に取得していた初期値と時間経過後のセンサ地に誤差が生じる可能性を考え、分離では気圧、加速度、時間による三重化、旋回時にもジャイロと時間による二重化によって無限ループに陥るリスクを減らした。

(2) 課題点

・打ち上げを模擬したプログラムの開発

1 回目の打ち上げ前にロケット搭載時の気圧変化で分離プログラムが動作することが発生した。今回は打ち上げ前に発生したため大事とならなかったが、打ち上げ後に発生した場合上空でパラシュートを分離することとなり、非常に危険である。ロケットの構造上ノーズコーンを入れた後に内部の気圧が上昇することが想定から漏れていた。想定を上げるとともに、現地での打ち上げ手順を想定した制御や機体の開発が必要である。

・分離機構のより確実な動作

1 回目の打ち上げ時はパラシュートが分離しなかったことによってリタイアとなった。原因の一つとして考えられることがパラシュート分離機構のロックである。当チームの機体はホイールの回転とパラシュートの分離が連動しているため着地時にホイールが衝撃によって回転すると方向によってはパラシュート接合部のねじを締め付け、モーターのトルクでは分離ができなくなる可能性が確認できた。潤滑剤の使用によって 2 回目の打ち上げでは問題なく分離できたが、どのような状況でも確実な分離を行える方法が必要であると感じた。

・ハードウェアのメンテナンス性の向上

2 回目打ち上げ時にゴールから 108m まで到達したが、その際の平均時速は想定のおよそ半分である 5.57km/h であった。原因の一つとして走行時に左側の車輪の一つがかみ合わせ不良を起こしていたことがあげられる。現在の機体は内部ギヤのバックラッシュを調整する場合ドライブ機構を分解する必要がある、確認時にも機体をくみ上げる必要があるため、調整に時間を要する。機構面の調整が不要になるような構造にするか、調整を短時間で行うことができるような機体の開発が必要である。

- ・制御の向上

現在の機体は誘導を GPS で行っており、0m ゴールするための制御は行われていない。しかし、Comeback 部門での優勝は 0m ゴールなしでは考えにくいいため、0m ゴールできる方法の確立が必要である。また同時に機体の直進安定性をたかめ、より短い走行距離を高速で走行できる制御方法の確立が必要である。

- ・通信面の向上

現在の機体は 2.4GHz の XBee モジュールで通信を行っており、遠距離での通信は難しい。LoRa や 430MHz 帯などの遠距離通信が可能な通信手段を用いて打ち上げ時や着地時に機体の位置を確認できる方法が必要である。

(3) 今後の展望

現在の機体のストロングポイントである強度を維持しつつ優勝するために 0m ゴールの開発を進めていく。また、通信面での改良を進め、上空および遠距離着地時にも CanSat の所在を明らかにできるようにする。

第1章 責任教員による事故安全審査の結果まとめ

(この章は必ず責任教員が記入してください)

・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	<input checked="" type="checkbox"/>	
S2	容積がキャリア基準を満たしている	<input checked="" type="checkbox"/>	
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	<input checked="" type="checkbox"/>	
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	<input checked="" type="checkbox"/>	
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	<input checked="" type="checkbox"/>	
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	<input checked="" type="checkbox"/>	
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	<input checked="" type="checkbox"/>	

	(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 ）	<input checked="" type="checkbox"/>	
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	<input checked="" type="checkbox"/>	
S10	ロケットへの装填からミッションの開始，打ち上げ後の回収までを模擬した End-to-end 試験を実施できており，今後，大幅な設計変更はない	<input checked="" type="checkbox"/>	
カムバックコンペティションに参加する場合は以下の項目を必ず満たしてください			
M3	ミッション時に人間が介入しない自律制御を実施することを確認出来ている	<input checked="" type="checkbox"/>	
M4	ミッション後，規定された制御履歴レポートを運営及び審査員へ提出しログ・取得したデータについて説明が可能な状態である	<input checked="" type="checkbox"/>	