

ARLISS 大会報告・技術詳細報告書

提出日：2019年10月15日

文責：寺園 大地

清水 裕貴

● 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	大橋 憲悟 tdu.spaceproject@gmail.com, 090-7909-3964
UNISEC 団体名	TDU Space Project
UNISEC 団体 学生代表	大橋 憲悟
責任教員	小平 和仙 tdu.spaceproject@gmail.com, 090-7909-3964
CanSat クラス	Open Class

● メンバー

役割	名前 (学年)
チームリーダー ハードウェア設計	大橋 憲悟(学部4年)
ハードウェア設計・製作	清水 裕貴(学部2年)
ソフトウェア設計	寺園 大地(学部2年)

● CanSat の製作目的・大会参加理由

私たちは日本や世界の若者をもっと元気にするために”未来を担う若者に夢に挑戦する勇気を与える”ことを活動理念にしています。私たちが新しい事に挑戦し続け達成することで、夢は叶えられる、現状は変えられると思ってもらうために、ARLISS で世界一を獲ります。

目次

第1章	ミッションについて	4
1.	ミッションの意義と目的	4
2.	ミッションシーケンス	4
第2章	サクセスクライテリア	6
第3章	要求項目の設定	7
1.	システム要求（安全確保のために満たすべき要求）	7
2.	ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求）	8
第4章	システム仕様	9
1.	CanSat 設計図（CAD 図面や回路レイアウト図や写真など、公開可能であれば図面をここに示し、データも添付をお願いします。）	9
2.	CanSat 外観/質量/サイズ	10
3.	CanSat 内観・機構/電力	14
4.	使用部品	16
➤	電子系	16
➤	動力系	16
➤	構造系	17
5.	製作時に使用した機材・サービス	17
6.	プログラム・アルゴリズム	18
7.	会計	18
第5章	試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験）	19
第6章	実施試験内容	20
➤	(V1)質量・寸法計測	20
➤	(V2)キャリア収納試験	23
➤	(V3)ロスト対策試験	24
➤	(V4)落下試験	33
➤	(V5)静荷重試験	38
➤	(V6)振動試験	43
➤	(V7)ロケット放出衝撃試験	47
➤	(V8)通信機器電源 ON/OFF 試験	51
➤	(V9)通信周波数変更試験	52
➤	(V10)Endtoend 試験	56
➤	(V11)轍試験	59
➤	(V12)直進精度試験	61
➤	(V13)電力試験	63
➤	(V14)開傘衝撃試験	65
第7章	工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨）	69
1.	チーム内・審査会等	69
2.	各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入）	69

第8章	大会結果	70
1.	能代宇宙イベント	70
2.	ARLISS	70
➤	目的	70
➤	結果	70
➤	取得データ	71
第9章	まとめ	75
1.	工夫・努力した点（ハード、ソフト面）	75
2.	良かった点・課題点	75
3.	チームのマネジメント等、プロジェクト全体での良かった点、反省点	76

第1章 ミッションについて

1. ミッションの意義と目的

なぜそのミッションを設定したのか、自チームが何をするのかをミッションステートメントを含め明記

将来惑星開発が進み、複数の基地が惑星上に存在する時代。ある時、一つの基地でトラブルが起こり、通信インフラが絶たれ、危険な状態に陥ってしまった。他の基地に助けを求めするために、救難機として CanSat を打ち上げる。打ち上げられた CanSat は、確実に早く他の基地に助けを求めするために、高速かつ最短距離で他の基地との通信可能距離である目標地点に向かう。目標地点に到達した機体は救難信号を発信し、助けを求める。

当チームはこのようなミッションを想定し、今大会では確実に目標地点に到達するための高い信頼性を持つ機体の開発を前提とし、高速かつ最短距離でゴールすることをミッションとする。

2. ミッションシーケンス

機体がどのようにミッションを達成するのかを機構をふくめ順序だてて、具体的に図や文書、ブロック線図等を用いて説明。また、必要に応じて各シーケンスの内容、閾値やシーケンス以降の条件を補足。

落下地点からゴールまで可能な限り直線的に向かうことで走行距離を短くし、高速で走行する両方のミッションを達成することで目標地点に最短時間でゴールする。ゴール後は、救難信号として「HELP!」と送信し、メンバーの PC でデータを受信する。ミッションの概要を図 1、図 2 で説明する。

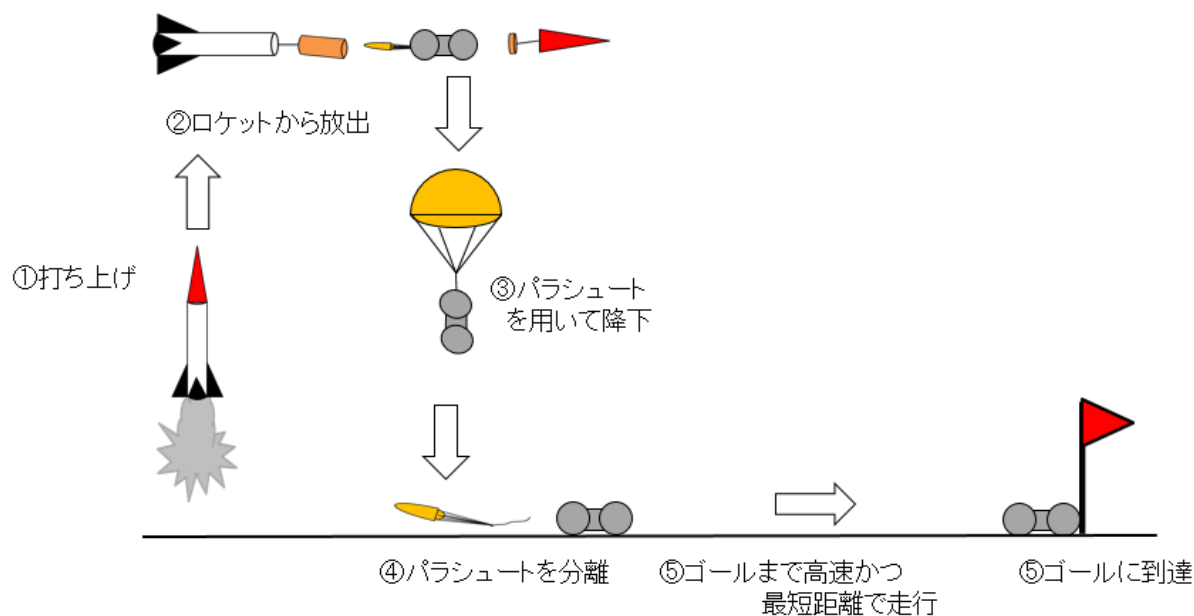


図 1 ミッション概要 1

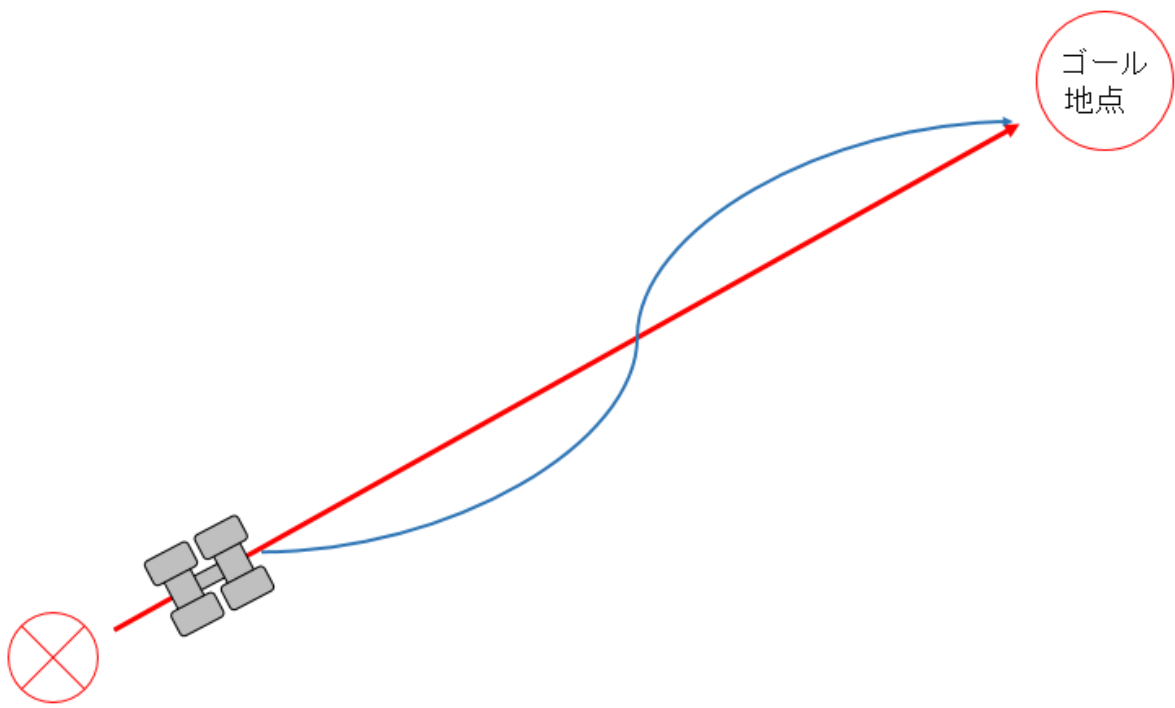


図 2 ミッション概要 2

第2章 サクセスクライテリア

過去の ARLISS 参加経験から、ゴール地点が射点に対して風上に設定されることが多かった。目標地点までの走行距離を短くするために、小型のパラシュートを用いて速い速度で降下することで、風に流されずに射点近くに着地させる。速い速度で降下することにより、着地衝撃が 40～70[G]と大きくなるため、機体が衝撃で破損しない高い信頼性を持ち、パラシュートを分離し、目標地点に向けて走行することをミニマムサクセスとする。その後、荒れた砂漠を走破し、目標地点に到達することをミドルサクセスとする。

フルサクセスは、機体が最短時間で効率よく目標地点に到達することを評価する。機体の走行速度は、確認できる過去の ARLISS の記録から、ローバーの瞬間最高速度 4[km/h]だった。当チームはゴールに一刻も早く到達するために、上記の瞬間速度の 2 倍以上の平均速度の 8[km/h]以上で走行する。参考にした ARLISS 記録の URL を以下に示す。

ARLISS2014 : <http://unisec.jp/archives/1103>

また、機体の直進性は自律走行開始地点から目標地点までの直線距離と実際の走行距離を比較して定める。昨年開発した機体の直進性が 50[%]にだった。今回のミッションは初めての試みのため、特に根拠はないが目安として直進性を 20[%]以内とする。

アドバンスドサクセスではより高精度に、速く目標地点に到達するために、直進性はフルサクセスの倍である 10[%]以内とする。また、機体の走行速度は観測者が余裕をもって持続的に走れる走行速度は 8[km/h]（ジョギング時の速度）のため、観測者が持続的に走行できない速度である 10[km/h]とする。

ミニマムサクセス	パラシュートを分離しゴールに向けて走行する
ミドルサクセス	目標地点に GNSS の測位精度範囲内でゴールする。
フルサクセス	<ul style="list-style-type: none">平均走行速度 8[km/h]以上で走行する。機体の走行距離が落下地点から目標地点までの直線距離を比較し、直進性が 20[%]以内で走行する。
アドバンスドサクセス	<ul style="list-style-type: none">平均走行速度 10[km/h]で走行する。機体の走行距離が落下地点から目標地点までの直線距離を比較し、直進性が 10[%]以内で走行する。

第3章 要求項目の設定

1. システム要求（安全確保のために満たすべき要求）

要求番号	自己審査項目（ ARLISS 打ち上げ安全基準 ）
R1	質量と容積 がレギュレーションを満たすことが確認できている
R2	ロスト対策 を実施しており、有効性が試験で確認できている
R3	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
R4	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ないことが試験で確認できている
R5	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ないことが試験で確認できている
R6	分離時の 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ないことが試験で確認できている
R7	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
R8	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
R9	R1-R8 の充足を確認した設計の機体によって、ロケットへの装填から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、安全性に関わる大幅な設計変更はない
R10	ミッション時に人間が介在しない 自律制御 を実施することが確認できている
R11	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
R12	荒れた砂漠の会場でも、スタックしないことが確認できている
	独自の追加項目
R13	着地時の 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ないことが試験で確認できている

2. ミッション要求（ミッションを実現するためのシステム要求）

要求 番号	自己審査項目（ ミッション実現要求項目 ）
	Comeback 競技で要求される項目
S1	ゴールまで最短距離で到達することを確認できている
S2	機体の平均速度が 8[km/h]を超えて走行できている
S3	ミッションの達成かつゴールできるだけのバッテリー容量を有している

第4章 システム仕様

1. CanSat 設計図 (CAD 図面や回路レイアウト図や写真など、公開可能であれば図面をここに示し、データも添付をお願いします。)

図 3 に機体のレイアウトを示す。

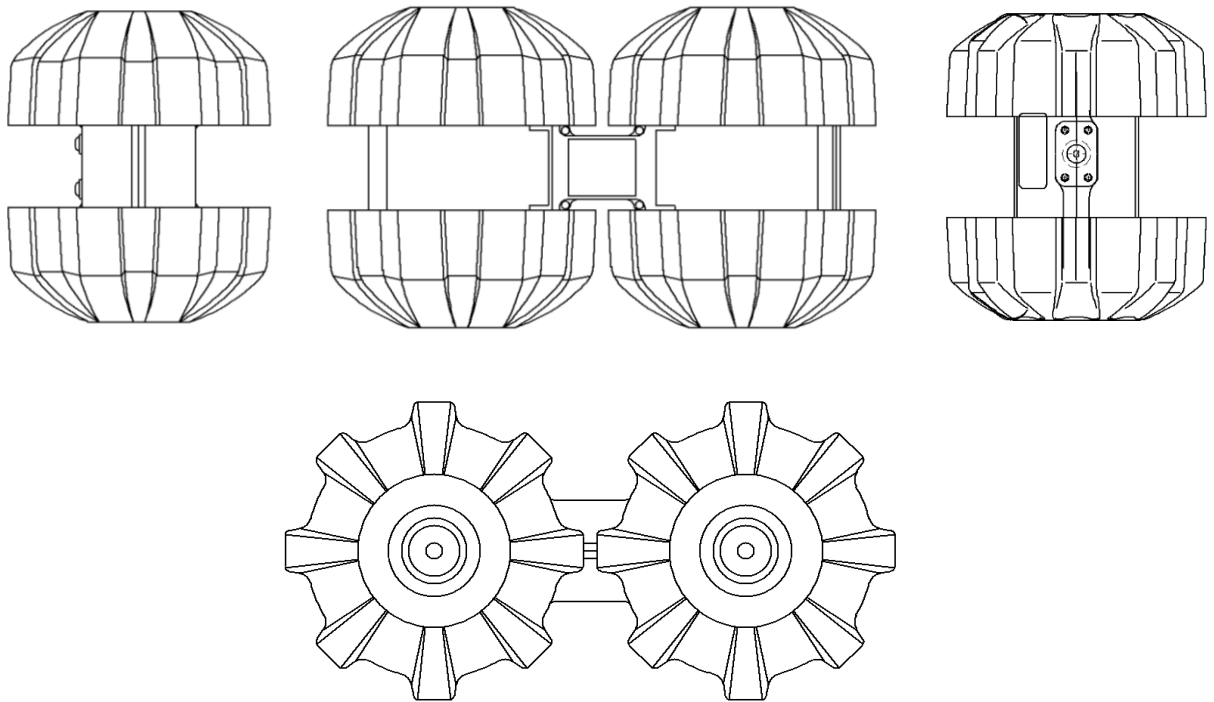


図 3 機体レイアウト

回路図は文字がつぶれて見えないので別途 PDF にて送付する。

2. CanSat 外観/質量/サイズ

(図あるいは写真を用いる。大まかな質量と、本体のほかに、パラシュートや分離機構などを含めて、サイズ内にどのように収納しているのか、断面図などのイメージ図を掲載)

図 4、図 5、図 6、図 7、図 8 に外観を示す。

【外観】



図 4 上面図

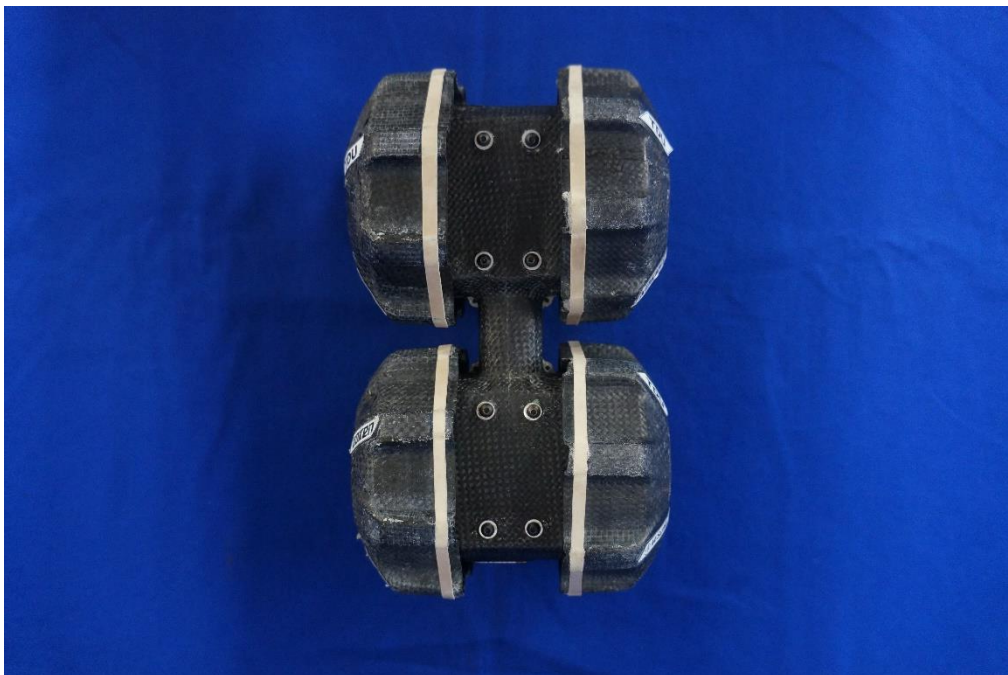


図 5 下面図



図 4 正面図

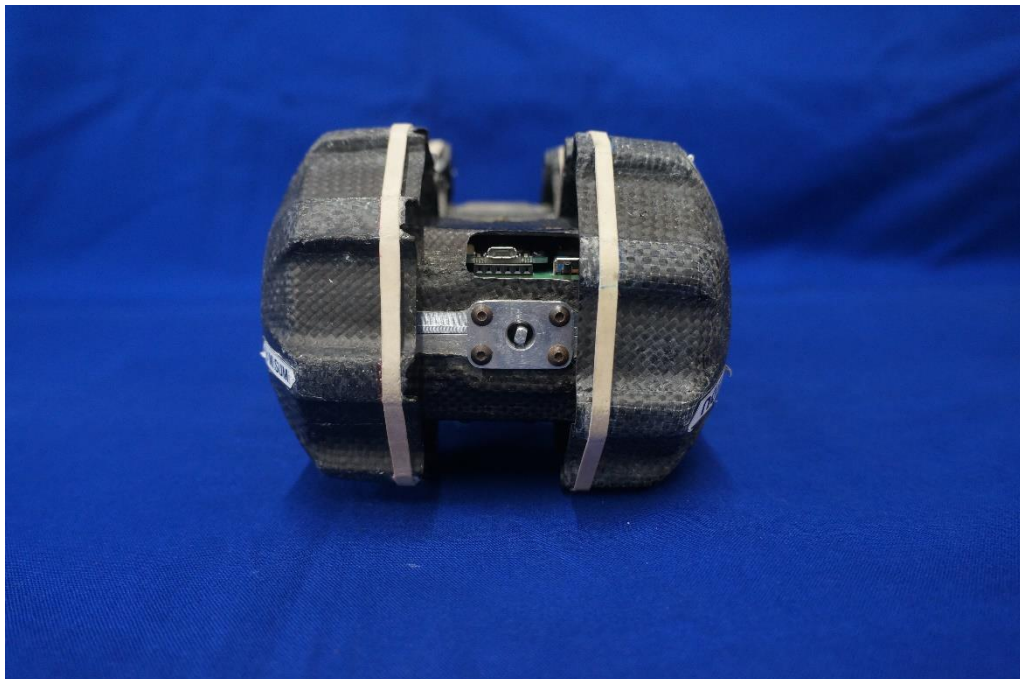


図 5 後面図



图 6 全体图

【重量】

全体質量：974.55 g

[内訳]

ホイール：229.88 g

ドライブユニット：413.68 g

電装：93.31 g

パラシュート：104.27 g

【サイズ】

図 11 に機体をキャリアに収納したときの状態を示す。

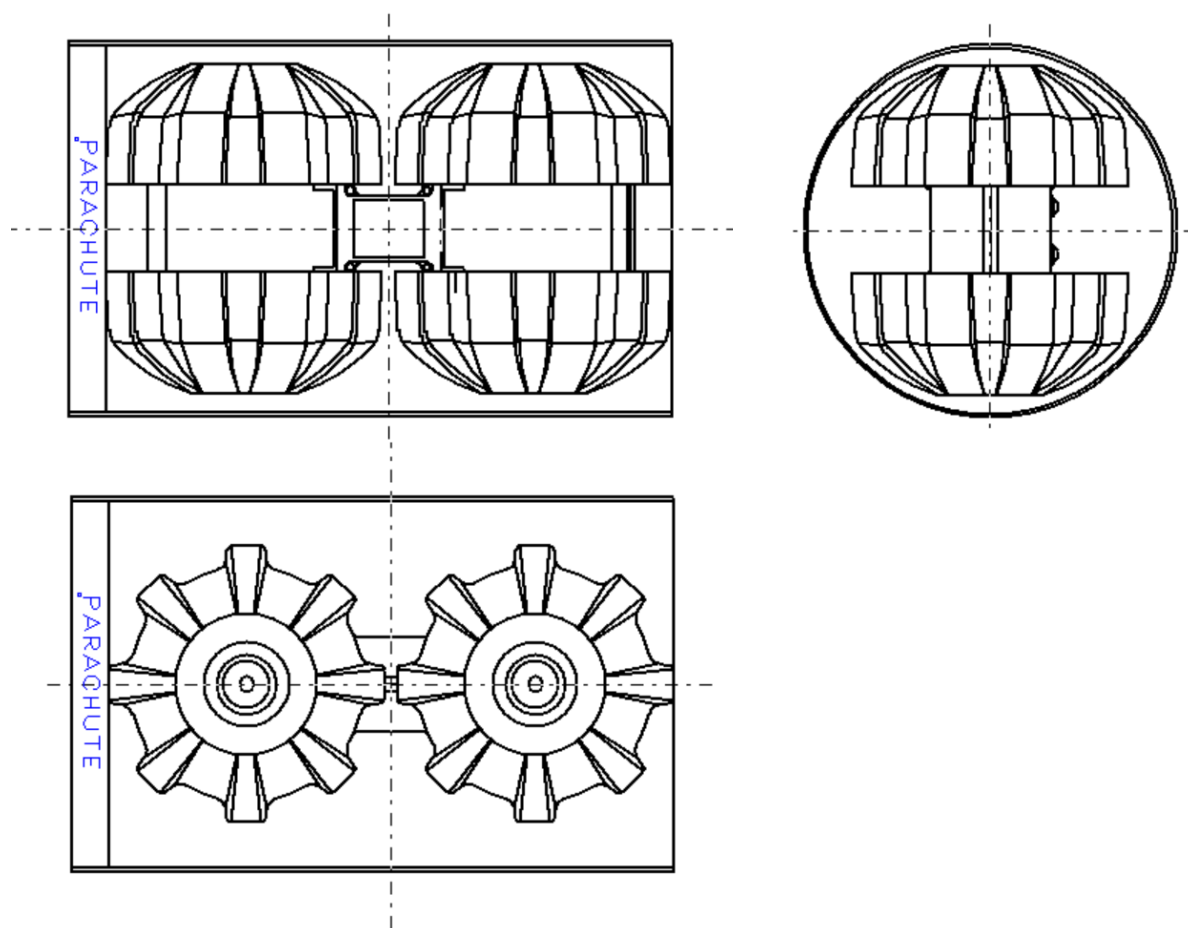


図 7 キャリア収納時の機体の様子

3. CanSat 内観・機構/電力

(図や動画を用いて機体の基本的な機能や仕組み、パラシュートの展開・分離/翼の展開などの仕組みを説明、一回の打ち上げで使用する電力とバッテリー要領の計算結果などを記載)

荒れた砂漠を確実に走破するために、二輪駆動よりも走破性の高い四輪駆動とした。ホイールは左右それぞれの前後輪を一对として2つのモータで独立に駆動しており、その回転差によって旋回している。砂がギアに詰まる、着地の衝撃を基板や機構部品が直接受けることを防ぐため、機構部品と電装部品を機体内部に収めた。

ボディには炭素繊維強化プラスチック (CFRP) を使用しており、高強度で軽量であるが電波を通しにくい性質なので、GPS モジュール付近には電波を通しやすいガラス繊維強化プラスチック (GFRP) を使用した。

駆動系や電装部品をすべてロアボディに固定することで、ARLISS2018 で開発した機体よりもメンテナンス性が向上し、部品数が減り、軽量化することが出来た。図 10 に機体の構成を、図 11 に駆動系の構成を示す。

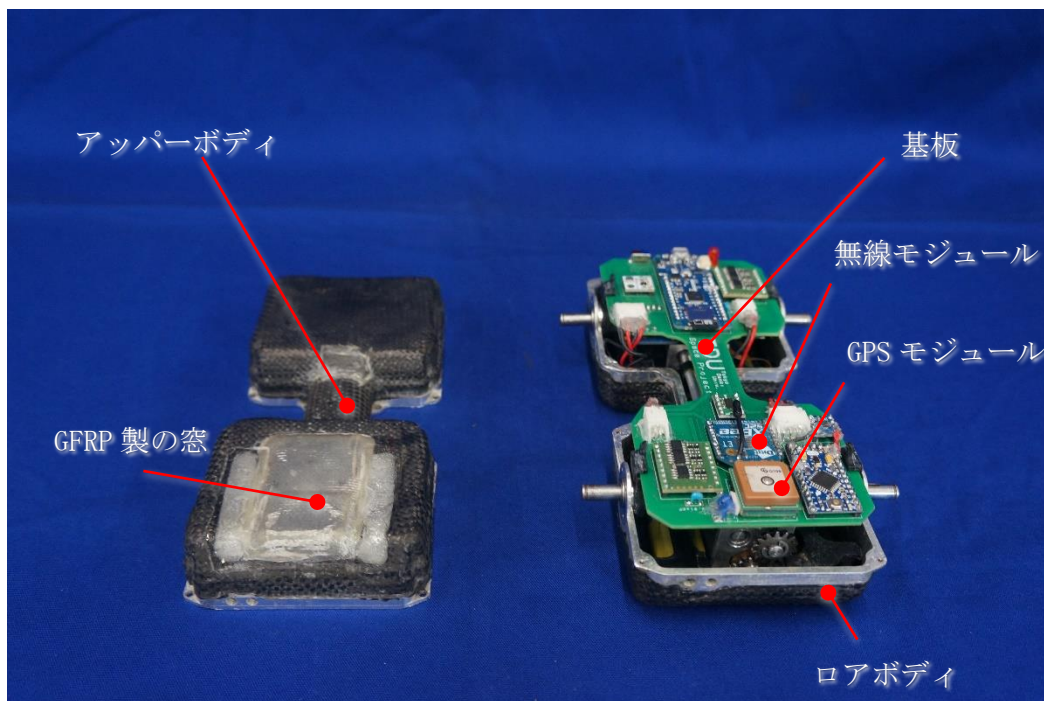


図 8 機体の構成

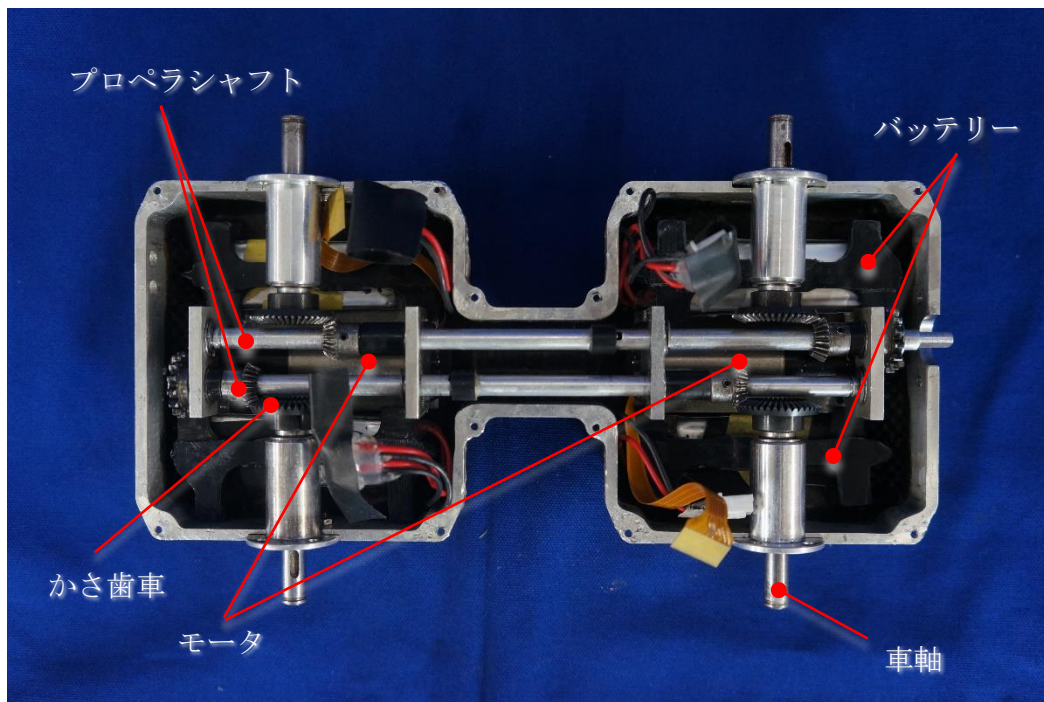


図 9 駆動系の構成

分離機構はマウントとアンカーで構成している。マウントとアンカーはネジを切っており、プロペラシャフトからの動力でアンカーが回転し、パラシュートの分離を行う。分離機構の構成を図 12 にて示す。

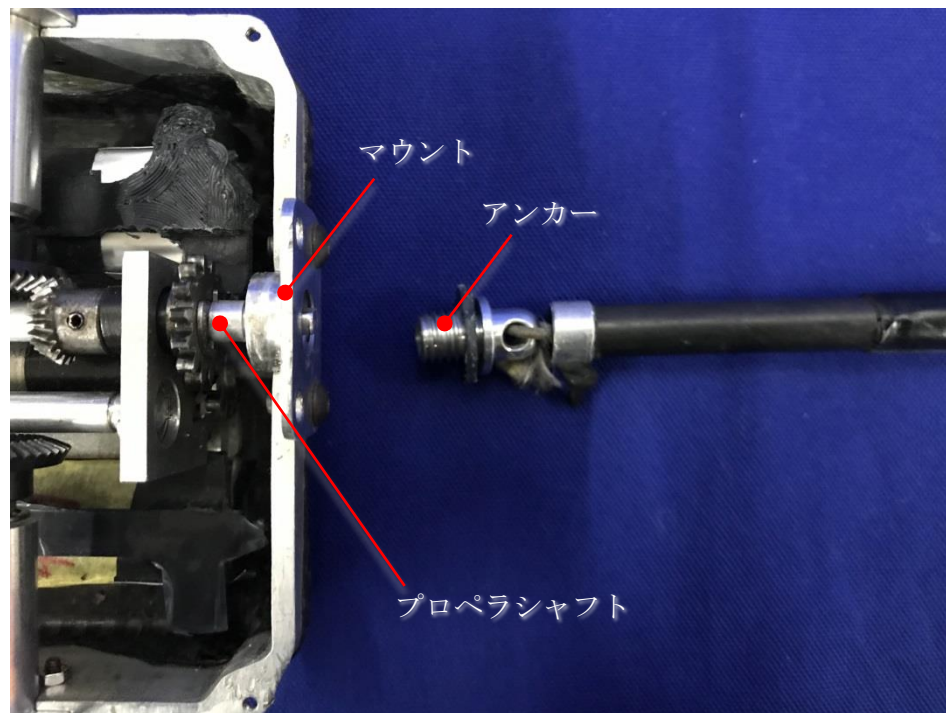


図 10 分離機構の構成

一回の打ち上げで消費する電流量を示す。容量は $C = 600$ [mAh]であり、バッテリーは 3 セル、容量 $C = 600$ [mAh]のものを 2 つ並列に接続して、6 セル、容量 $2C = 1200$ [mAh]としている。1 回の平均使用電流は以下の計算で求める。

$$C_1 = C - A'h$$

バッテリーの総容量 C から、使用した電流量 $A'h$ を引き、走行時に使用可能なバッテリーの電流量 C_1 を算出する。ARLISS2018 より、機体の静止時間 h は 1 時間とする。以上より走行時と静止時の消費電力を加えた値を 1 回の打ち上げで消費する電力とする。

走行時の使用電流量	734.3 [mAh]
静止時の使用電流量	163.5 [mAh]
1 回の打ち上げで消費する電流量	897.8 [mAh]

4. 使用部品

➤ 電子系

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
マイクロコンピュータ	Arduino Pro Mini 3.3V	スイッチサイエンス	2
GPS	GMS7-CR6	秋月電子通商	1
加速度センサ (A)	9DoF センサスティック	スイッチサイエンス	1
加速度センサ (B)	ADXL375	ストロベリー・リナックス	1
無線通信機	XBee S2C	秋月電子通商	1
モータードライバ	DEC Module 24/2	マクソンジャパン	2
三端子レギュレーター (5 V)	TA48M05F	秋月電子通商	1
三端子レギュレーター (3.3 V)	TA48033FN	aitendo	1
SD ロガー	SFE-DEV-09530	スイッチサイエンス	1
気圧センサ	BMP085 使用気圧センサモジュール	秋月電子通商	1

➤ 動力系

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
三相モータ	477896	マクソンジャパン	2
バッテリー	Kypom K6 7.4V リポバッテリー	雨石株式会社	4

▶ 構造系

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
ベベルギア	B50S40	MISUMI	歯数 40 モジュール 0.5
ベベルギア	B50S20	MISUMI	歯数 20 モジュール 0.5
ドリブングリア	SSS1-12	MISUMI	歯数 12 モジュール 1.0
ピニオンギア	SSY1-14	MISUMI	歯数 14 モジュール 1.0
平行キー	KES2-6	MISUMI	幅 2 mm 全長 6 mm
C型サークリップ	STW-6	MISUMI	呼び径 $\Phi 6$ mm
E型サークリップ	NETWS4	MISUMI	呼び径 $\Phi 4$ mm
シム	PCIMRS6-8-0.2	MISUMI	内径 $\Phi 6$ mm 外径 $\Phi 8$ mm 厚さ 0.2 mm
シム	PCIMR6-8-0.1	MISUMI	内径 $\Phi 6$ mm 外径 $\Phi 8$ mm 厚さ 0.1 mm
シム	PCIM5-8-0.2	MISUMI	内径 $\Phi 5$ mm 外径 $\Phi 8$ mm 厚さ 0.2 mm
シム	PCIM5-8-0.1	MISUMI	内径 $\Phi 5$ mm 外径 $\Phi 8$ mm 厚さ 0.1 mm
ベアリング	FL675ZZ	MISUMI	内径 $\Phi 5$ mm 外径 $\Phi 8$ mm
ベアリング	FL676ZZ	MISUMI	内径 $\Phi 6$ mm 外径 $\Phi 10$ mm
ボルト	BCB3-6	MISUMI	M3 L=6 mm
ボルト	BCB3-8	MISUMI	M3 L=8 mm
ボルト	BCB2-5	MISUMI	M2 L=5 mm
ボルト	SNS-M1.6 \times 3-VA	MISUMI	M1.6 L=3 mm
スプリングピン	SSRP2-8	MISUMI	$\Phi 2$ L=8 mm
ドリブンシャフト	PSFG6-50	MISUMI	$\Phi 6$ L=50 mm
アルミブロック	YH75	伸和金属	—
アルミ丸棒	A5052	伸和金属	—
CFRP 複合材	CF プリプレ TR3110 S53EMV 180 $^{\circ}$ C硬化タイプ	三菱ケミカル	—

5. 製作時に使用した機材・サービス

分類	名称・型番	入手先・参考情報等	備考
3D プリンタ	FRASH FORGE CREATOR PRO	APPLE TREE 株式会社	—
マシニングセンタ	オークマ社製：MU-4000VL	—	—
基板製造	プリント基板	ユニクラフト株式会社	—

※3D プリンタや CNC などの近年発達の著しい機材や外部サービス、特殊な機材を使用した場合は記入してください。一般的な工具類は記入不要です。

6. プログラム・アルゴリズム

使用言語:Arduino 言語

(まず全体のフローチャートを示してください。

単純な左右/Go・Stopではなく角度偏差からの出力調整などを行った場合は、その計算式や条件式を示してください。またセンサ値や画像に対してフィルタなどの処理を適用した場合は、その詳細も示してください。さらに動作を事前に数値解析するなどした場合はシミュレータについても記入してください。)

プログラム、アルゴリズムは別途 PDF にて示す。

7. 会計

プロジェクト全体で使用した金額と大まかな内訳

下記に ARLISS2019 で使用した予算総額を示す。

機構部品	¥87,600-
電装部品	¥438,800-
工具	¥28,000-
設備・備品	¥493,200-
消耗品	¥31,600-
大会参加費	¥110,000-
総額	¥1,189,200-

第5章 試験項目設定（項目別試験、結合試験、EndtoEnd 試験）

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
V1	質量・寸法計測	R1	
V2	キャリア収納試験	R1	
V3	ロスト対策	R2	
V4	落下試験	R3, R13	
V5	静荷重試験	R4	
V6	振動試験	R5	
V7	ロケット放出衝撃試験	R6	
V8	通信機電源 OFF/ON 試験	R7	
V9	通信周波数変更試験	R8	
V10	End-to-end 試験	R9, R10, R11	
V11	轍試験	R12	
V12	直進精度試験	S1	
V13	電力試験	S2, S3	
V14	開傘衝撃試験	R6	

第6章 実施試験内容

(上記試験項目リストの番号・検証項目名を記し、それぞれについて「試験／解析の内容」「結果」「結論」を記述すること(適宜、図表・写真を挿入し、取得したデータを添付すること)

➤ (V1)質量・寸法計測

目的

機体の質量・寸法がレギュレーション(1050[g], $\phi 146 \times 240$ [mm]以下)を満たしていることを証明する。

試験/解析の内容

組み立てが完了した機体の質量が1050[g]以下、機体の寸法が $\phi 146 \times 240$ [mm]以下であることを計測する。質量は電子天秤を用いて先にキャリアの質量を測り、数値を0に合わせて機体と減速機構(パラシュート)をキャリアに入れて計測する。測定開始から終了までの工程は終始無編集の動画で示す。機体の寸法はスケールを用いて全長・全高・全幅を計測し、機体とスケールの目盛りを静止画で示す。

結果

試験中の動画を表 1.1 に示す。

回数	試験動画	結果
1回	https://youtu.be/vgYEF37zwzs	

表 1.1 質量・寸法試験の様子

動画より、機体とパラシュートの質量は952.59gである。全長、全幅、全高の計測結果を図 1.1 1.2 1.3 に示す。





ギュレーションと試験の結果を表 1.2 に示す。

	レギュレーション	機体
質量[g]	1050.0	952.6
寸法[mm]	$\phi 146.0 \times 240.0$	全長 220.0 全幅 130.0 全高 101.7

表 1.2 レギュレーションと機体の質量・寸法

結論

表 1 より機体とパラシュートの質量と寸法がレギュレーション (1050.0 g、 $\phi 146.0\text{mm} \times 240.0\text{mm}$) 以下である。

➤ (V2) キャリア収納試験

目的

機体およびパラシュートが、レギュレーションで指定された $\phi 146$ [mm] \times 240 [mm] 以下のスペースで収納可能であることを証明する。

試験／解析の内容

本チームが所有しているキャリア ($\phi 147$ [mm] \times 270 [mm]) に、機体とパラシュートを収納し、指定されたスペースに収まっているか確認する。

キャリアの寸法をノギスおよびメジャーで計測するところ、機体とパラシュートをキャリアへ収納しているところ、機体からキャリアの開口部までの長さを測定している一連の動作を終始無編集の動画で示す。

結果

試験は 3 回行った。試験中の様子と結果の動画 URL を表 2.1 に示す。試験映像は、機体が収納可能である事とスムーズに取り出せることを示している。

回数	試験動画	結果
1 回	https://youtu.be/zD04eTAnyxY	
2 回	https://youtu.be/3N5DP9sX57U	
3 回	https://youtu.be/BSXuwegezvJg	

表 2.1 キャリア収納試験の様子

試験結果よりキャリアに機体とパラシュートを収納した時キャリアの開港口から空間が 40.0 mm 以上あった。

結論

開港口から 40.0mm 以上空間があったので $\phi 146.0$ mm \times 240.0mm 以下でレギュレーションを満たし、収納できる。

➤ (V3) ロスト対策試験

目的

広大な砂漠で機体を発見する方法が有効であるかを証明する。

試験/解析の内容

捜索するにあたり、機体捜索の目印にするためにパラシュートの視認距離、機体の座標を受信するために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に流れる越辺川堤防付近(図 3.1)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視認限界距離とする。また、実験者の視力には個人差があるため1回目に3人、2回目に1人行い、メンバー4人の平均距離をパラシュート視認限界地点とし、実験を行う。使用するパラシュートは目立ち易い蛍光色を用いる(図 3.2)。



図 3.1 [1]の試験会場(越辺川周辺)の地図



図 3.2 パラシュート

[2]無線通信距離の測定

機体に搭載する無線通信機器の通信距離の測定を、埼玉県鳩山町に流れる越辺川堤防付近(図 3.3)で行った。PC に接続した受信機(XBee S2C)が、機体に搭載されている送信機(XBee S2C)から送信されるデータを受信できるかを確認した。受信の確認はPC 上のXBee 設定ソフトのレンジテスト機能を用いて行った。送信機は固定し、実験者は受信機を持って移動してデータを受信できなくなった地点を通信距離の限界地点とした。データを受信できなくなったと判断する基準は、図 3.3 にあるレンジテスト機能の「Packets received」の値が「Packets sent」の値が異なった時とした。これを3回繰り返し、その平均値を通信可能距離とする。



図 3.3 レンジテスト機能画面



図 3.4 試験会場(越辺川周辺)の地図

結果

[1] パラシュート視認距離測定

開始地点と目視限界地点の GNSS 座標を図 3.1, 3.2 に示す。



図 3.5 目視限界距離(1回目)



図 3.6 目視限界距離(2回目)

よって図 3.5, 3.6 より 4 人のパラシュート視認距離の平均は約 485[m]である。

[2]無線機通信距離の測定

試験の結果を表 3.1 に示す。

表 3.1 試験結果

地点	北緯[度分]	東経[度分]	開始地点からの距離[m]
開始地点 1	35 度 58.705 分	139 度 21.956 分	256.73
通信限界地点 1	35 度 58.678 分	139 度 21.789 分	
開始地点 2	35 度 58.700 分	139 度 21.954 分	294.43
通信限界地点 2	35 度 58.664 分	139 度 21.764 分	
開始地点 3	35 度 58.695 分	139 度 21.986 分	189.90
通信限界地点 3	35 度 58.682 分	139 度 21.860 分	

以上の地点の座標を整理して図 3.7~3.9 に示す。



図 3.7 通信限界距離(1回目)



図 3.8 通信限界距離(2回目)



図 3.9 通信限界距離(3回目)

よって図 3.7~3.9 より平均通信距離は約 247[m]である。

また無線モジュールが故障した場合に機体を検索する方法として、次の検索方法を示す。

前提条件として、過去8回の大会実績より以下のことを理解している。

- 1、当チームの機体は、パラシュートが小さいため落下速度が速く、発射点から4 kmの範囲内に着地することが分かっている。
- 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ことが分かっている。

これまでの大会の経験から、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分かっている。
仮にそれらの着地順序が変化したとしても着地点はほぼ一直線上になることも分かっている。

検索車内の担当と配置

図 3.4 に示すように1に無線機と双眼鏡、後部座席 2, 3 と 4 にそれぞれ一つずつ双眼鏡を用いる。運転手は進行方向、1は進行方向と進行方向に対して右側、後部座席 2, 4 は進行方向に対して左側、3は進行方向に対し右側を肉眼で検索する。また、走行間隔はこれまでの大会の経験より、機体単体の視認限界距離が 250mであったため、500m とする。

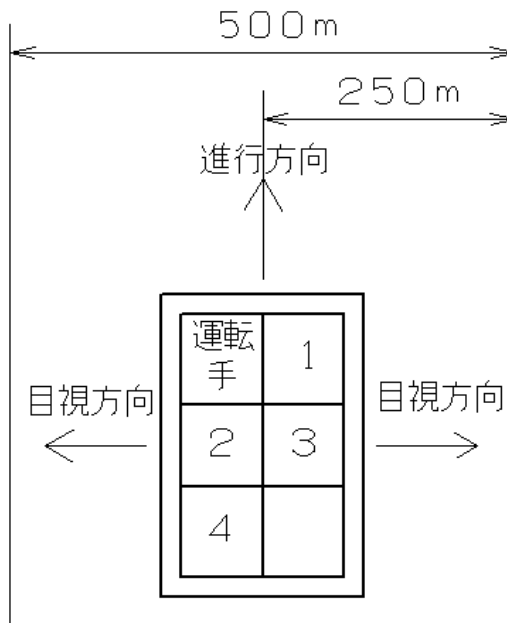


図 3.4 検索車内の配置

搜索方法

以下に示す搜索方法は、全て 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。

打ち上げ後にパラシュートが着地する方向が確定したら早期に図 3.5 に示すように搜索を開始する。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、一度風向きを確認し、風上方向に同様に搜索を開始する。

機体を発見することができれば搜索を終了し、機体が見つからずにロケット本体又はノーズコーンを発見した場合、次の搜索方法に移行する。

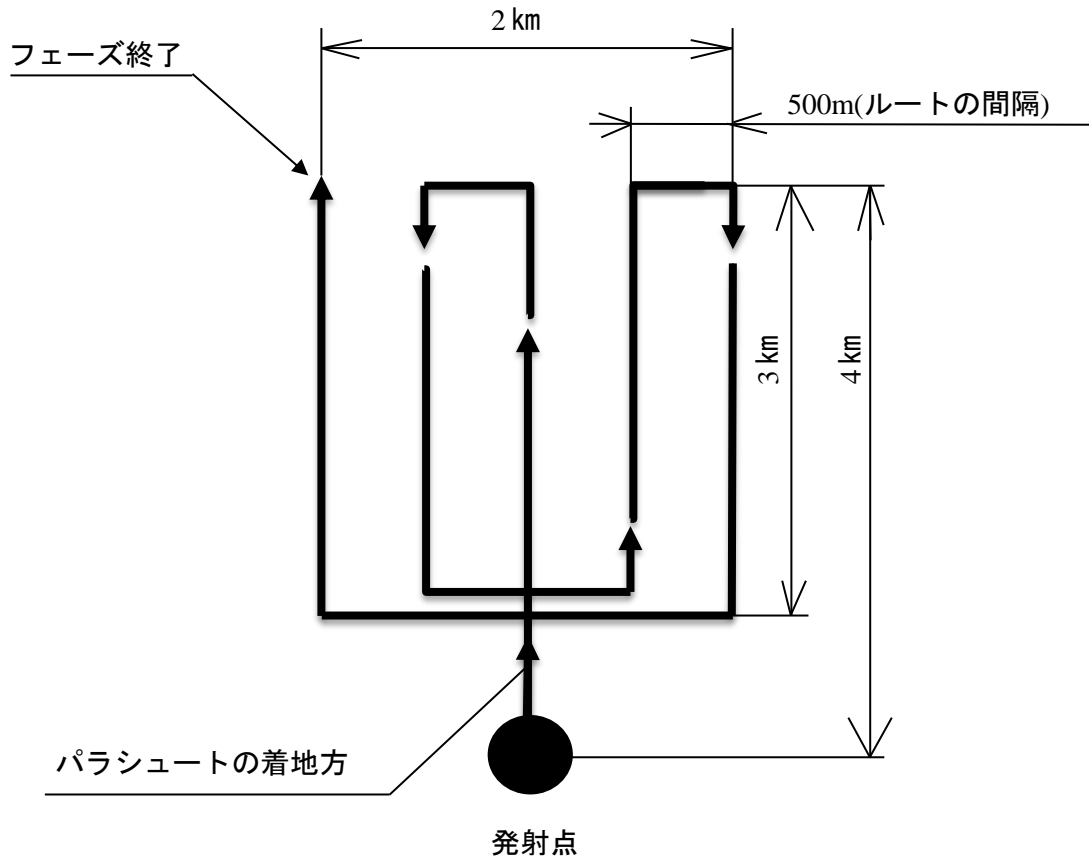
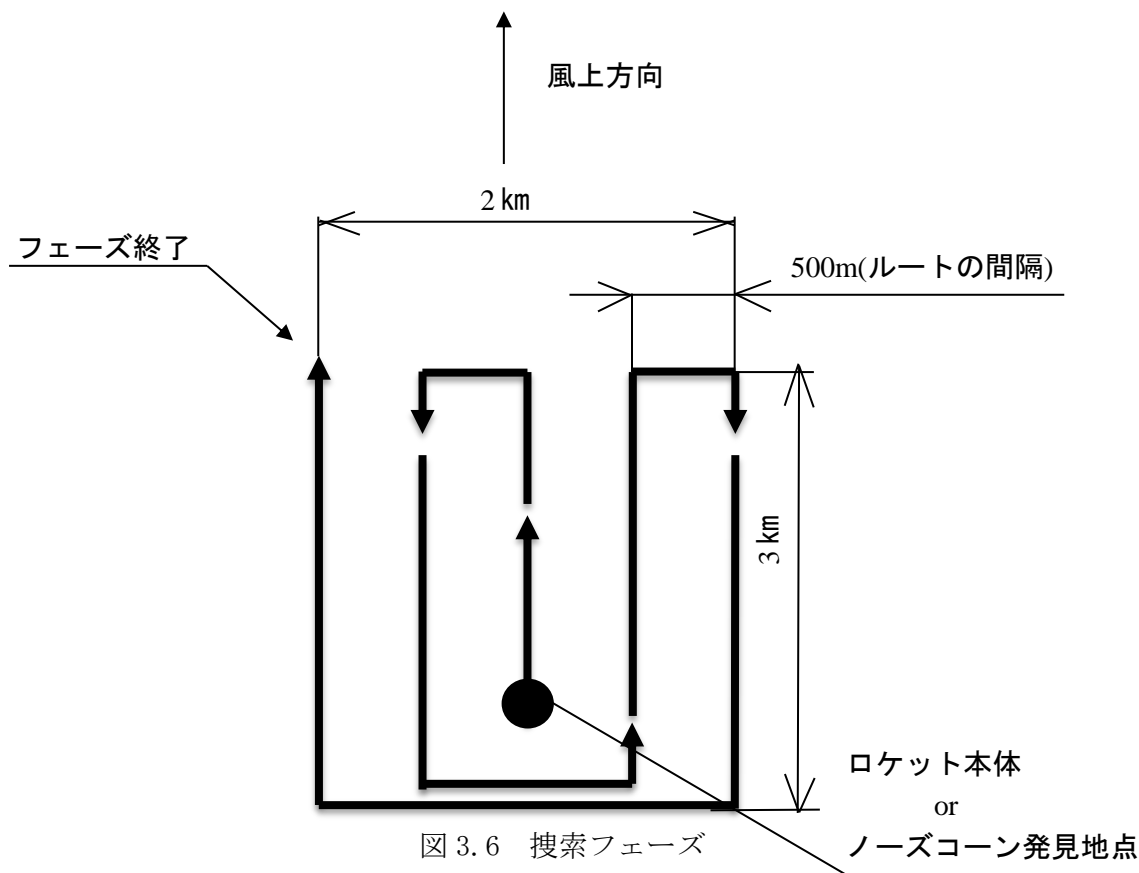


図 3.5 搜索フェーズ

一度風向きを確認後、図 3.6 に示すように発見したものから風上に向けて 2 km×3km の範囲を探索する。それでも発見できなかった場合、風下や隣接するエリアへ探索範囲を拡大する。



結論

過去 8 回の経験からこの探索方法用いればほぼ 100%機体を発見できる。

➤ (V4)落下試験

目的

機体の自由落下防止策として使用する減速機構（パラシュート）が落下時に機能していることを確認する。また、着地時の衝撃荷重によって、機体が破損することなくパラシュートを分離し、走り出すことを確認する。

試験内容

ドローンに投下装置を取り付けて、CanSatを入れる。パラシュートが開傘し、終端速度に飽和するまでに降下する距離は、過去の記録から20[m]以内であることを確認している。本試験では、余裕をもって上空30[m]までドローンを上昇させ、地上からの指示で投下装置の底蓋を開き、CanSatを投下させる。

投下開始から着地までにかかった時間を測定し、理論的に算出した降下速度と比較することで、減速機構が有効に機能していることを確認する。着地後は、機体が破損することなくパラシュートを分離し、走行できることを確認する。試験の様子は終始無編集の動画で示す。

パラシュートをつけた状態の落下速度の理論値を求める。空気抵抗を加味した運動方程式を考える必要があるため、式(4.1)のニュートンの抵抗法則を用いる。

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 S \quad \dots\dots (4.1)$$

D : 空気抵抗 [N]

g : 重力加速度
[m/s²]

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式(4.2)で表せる。

$$m \frac{dv}{dt} = mg - D \quad \dots\dots (4.2)$$

m : 機体質量 [kg]

今回は重力と効力が釣り合い、 $\frac{dv}{dt}=0$ となった時の速度を考えるので

$$D = mg \quad \dots\dots (4.2)$$

となり、これを式(4.1)に代入して速度Vについて整理すると式(4.3)を得られる。

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{C_D \times \rho \times S}} \quad \dots\dots(4.3)$$

式 (4.3) に必要な数値を求めていく。機体の重量 $m=1.050$ とすると

$$\begin{aligned} mg &= 1.050 \times 9.81 \\ &= 10.3 \end{aligned}$$

空気抵抗密度： ρ を求める。

$$\begin{aligned} \rho &= \frac{P}{R(t + 273.15)} \\ &= \frac{1013}{2.87(30 + 273.15)} \\ &= 1.16 \end{aligned}$$

P : 大気圧 10.3[hPa]

R : 空気の気体定数 2.87

パラシュートのキャノピーの面積を代表面積とする

$$\begin{aligned} S &= 0.5 \times 0.5 \times \sin 34.92 - 0.232 \times 0.232 \\ &\quad \times \sin 80.57 \\ &= 0.52 \end{aligned}$$

今回使用するパラシュートの形状が半球型の形状をしていることから $C_D=1.13$ と定める。

よって、式(4.3)に数値を代入することで落下速度を求めることが出来る。

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{\frac{2 \times 10.3}{1.13 \times 1.16 \times 0.52}} \\ &= 5.50 \text{ [m/s]} \end{aligned}$$

と求まる。算出した理論値と試験の計測値の差を比較し、安全な速度で地表に降下するかを確認する。

参考として自由落下時の落下速度も求める。式 (4.3) に用いる代表面積:S は、機体正面 (図○) の面積用いるので、 $S=0.01$ になる。また、機体質量もパラシュートがないので、 $m=0.93$ になる。

$$\begin{aligned} mg &= 0.93 \times 9.81 \\ &= 9.12 \end{aligned}$$

よって自由落下時の速度は式 (4.3) より

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{\frac{2 \times 9.12}{1.13 \times 1.16 \times 0.01}} \\ &= 37.3 \text{ [m/s]} \end{aligned}$$

結果

1～3 回目の落下速度の結果を表 4.1 でまとめる。

表 4.1 実際の降下速度と理論値の比較

	降下時間 [s]	降下速度 [m/s]	増減速度 [m/s]
1 回目	5.10	5.88	+0.38
2 回目	4.92	6.10	+0.60
3 回目	4.51	6.65	+1.15
平均	4.84	6.21	+0.71

表 4.1 実際の降下速度と理論値の比較

表 4.1 より実際の降下速度の平均値は理論値に近い値になった。また、自由落下と比べても、大きく減速していることからパラシュートが有効に機能していることが確認された。また、パラシュートのキャノピーが機体から十分に離れた地点に落下していることからパラシュートに絡まらずに走行できることを確認した。

次に着地時に機体に加わった加速度を図 4.1～4.3 に示す。

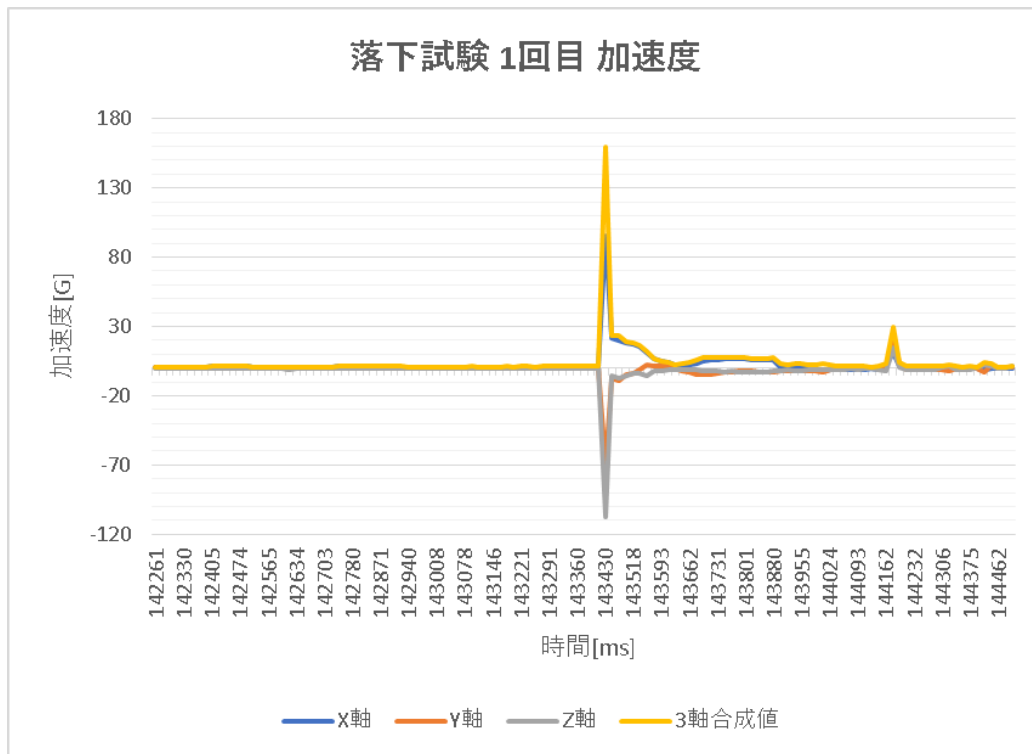


図 4.1 落下試験 1 回目（最大加速度 159.7[G]）

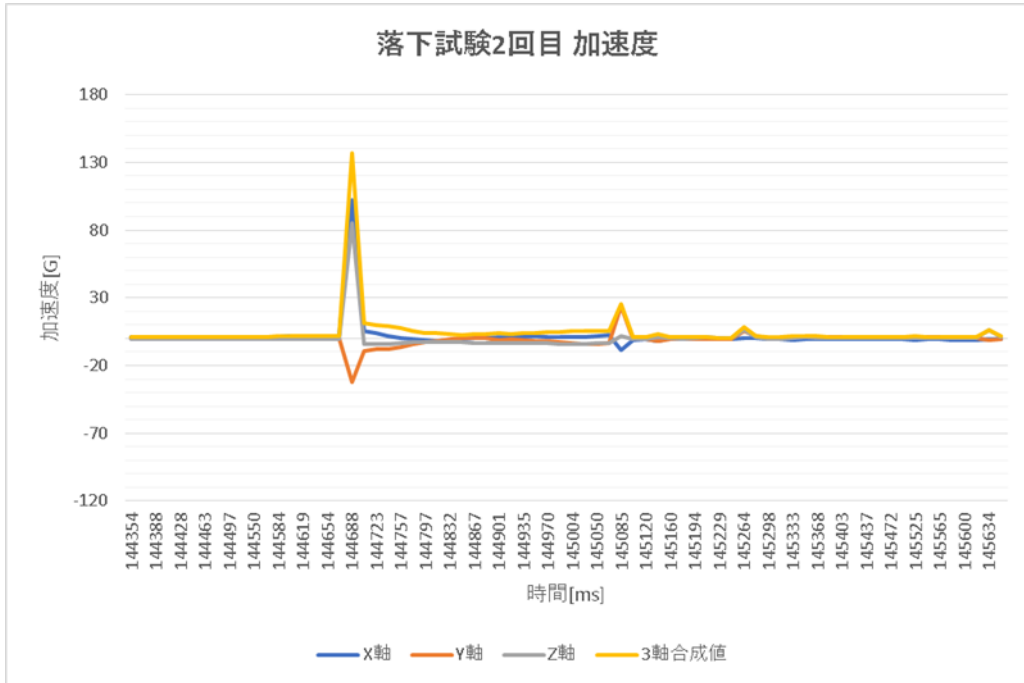


図 4.2 落下試験 2 回目 (最大加速度 130.0[G])

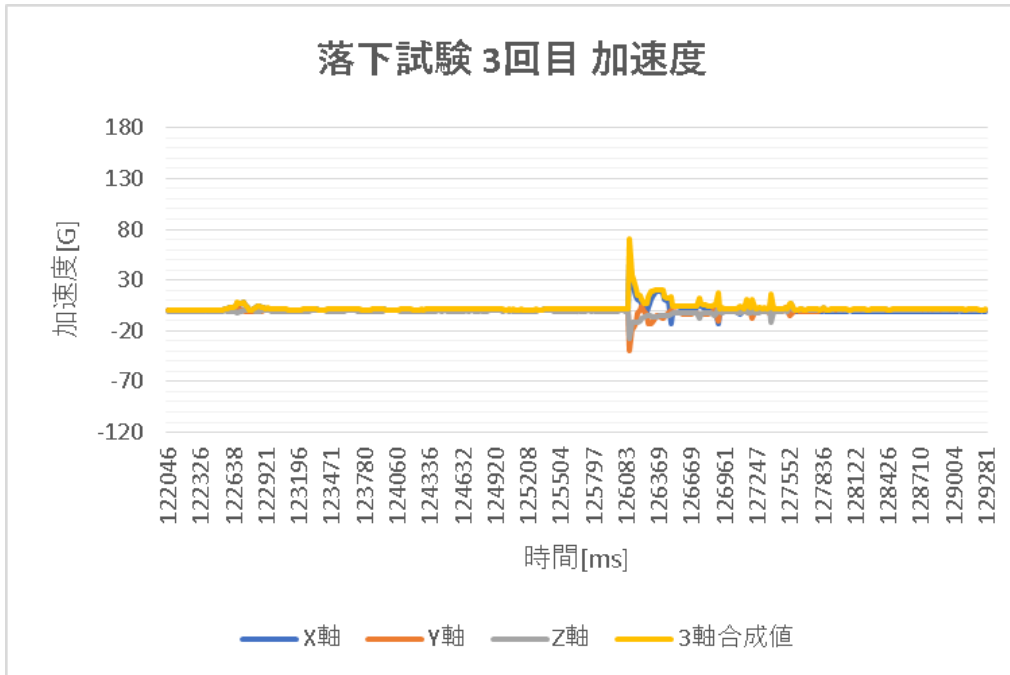


図 4.3 落下試験 3 回目 (最大加速度 71.4[G])

3回の試験の結果をまとめると表 4.2 になる。

回数	最大加速度[G]	動作確認の結果	動画 URL
1	159.8	損傷なし	https://youtu.be/aSUB6Zxn0cA
2	130.0	損傷なし	https://youtu.be/oW60FWQ_1f8
3	71.4	損傷なし	https://youtu.be/ScHyUa1Kau4
平均	120.4	-	-

表 4.2 落下試験の結果

3回目の着地衝撃が1回目と2回目の衝撃と比べて小さかった理由として、機体が二輪で地面に着地したため、衝撃が機体全体に伝わり、減衰したと考えられる。また、1回目と2回目は風に煽られたため、螺旋を描くように降下した。そのため、機体が斜めから片輪で着地したため、衝撃がほとんど減衰せず直接伝わり、大きな値が出たと考えられる。

結論

試験結果から、パラシュートが減速機構として機能していることが証明された。また、機体が予想されるどのような方向から着地しても破損せずにパラシュートを分離し、走り出せることが証明された。

➤ (V5) 静荷重試験

目的

ロケットの発射時に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確認する。

試験/計測内容

ARLISS2018 で取得した加速度データ（図 5.1）より、打ち上げ時にかかる静荷重は 14[G] だ
ったことが確認できている。このデータは加速度センサの取得レートが 28[Hz] と低い
が、最大値で一定期間同じ値が計測されていることから正確な値だと考えられる。よ
って、本試験は機体に 14[G] 以上の静荷重を与え、損傷なく走りだせることを確認
する。

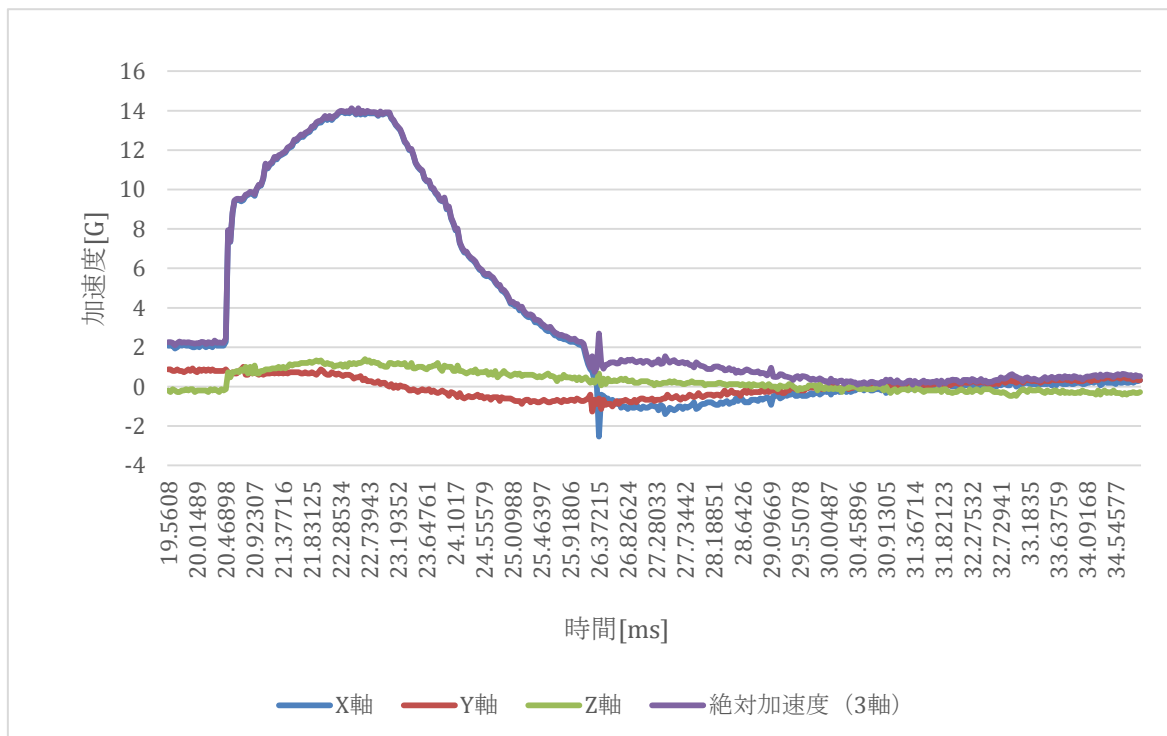


図 5.1 ARLISS2018 の加速度データ

試験方法

ハンマー投げの要領で機体を回し、遠心力を利用して機体全体にかかる静荷重を再現する。機体に加速度を測定するためのプログラムを書き込み、キャリアに入れる。キャリアには回転させるための紐を取り付け、回転が安定してから、打ち上げ時と同じ 10 秒間測定する。回転数と秒数は、カウンターとストップウォッチを用いる。回転しやすくするために、回転半径を 2[m] とし、14[G] を与えるための回転数は以下の遠心力の式 (5.1) で求める。

$$F = mr\omega^2 \quad \dots\dots (5.1)$$

- M : 質量 [kg]
- r : 回転半径 [m]
- Ω : 回転速度 [rad/sec]

式(5.1)を変形し、

$$\omega = \sqrt{\frac{F}{mr}} \quad \dots\dots (5.2)$$

となる。機体の質量 m を 1.050[kg] とする。キャリアの質量は 0.62[kg] であるから、回転物の総重量は 1.67[kg] となる。また、機体にかかる静荷重は式(5.3)より

$$F = g \times G \times m \quad \dots\dots (5.3)$$

- G : 重力加速度 [m/s²]
- G : 衝撃値
- M : キャリア総重量 [kg]

となるので、値を代入すると

$$\begin{aligned} F &= 9.81 \times 14 \times 1.67 \\ &= 229[\text{N}] \end{aligned}$$

と求まる。

式(5.2)に代入して角速度 ω [rad/s] を求めると

$$\begin{aligned} \omega &= \sqrt{\frac{F}{mr}} \\ &= \sqrt{\frac{229}{1.67 \times 2}} \\ &= 8.28[\text{rad/s}] \end{aligned}$$

となる。静荷重 14[G] を機体に与えるための 1 分間の回転数 N [rpm] は、式(5.4)に代入して

$$\begin{aligned}
 N &= \frac{30 \times \omega}{\pi} && \dots\dots (5.4) \\
 &= \frac{30 \times 8.28}{\pi} \\
 &= 79.07[\text{rpm}]
 \end{aligned}$$

となる。以上より、機体を回す人は 10 秒間に 13 回転回すことで 14[G]の静荷重を機体に与えることができる。

静荷重は機体内部に搭載した加速度センサで計測する。回転後、キャリアから機体を取り出し、走行プログラムを書きこみ、走行すれば、機体の機能に損傷がないことが確認出来る。試験の様子は終始無編集の動画で示す。

結果

試験は合計 3 回行った。試験中の様子と結果の動画 URL を表 5.1 に示す。試験映像は、ストップウォッチで回転時間を計測したものとカウンターで回転数を計測したものの 2 種類がある。

回数	試験動画		結果
	回転時間計測	回転数計測	
1 回目	https://youtu.be/LDGufzy0_3k	https://youtu.be/Id4S87aiZuM	成功
2 回目	https://youtu.be/clKjkTfT2nQ	https://youtu.be/LAk96bRxpg0	成功
3 回目	https://youtu.be/awXhi0MWVGQ	https://youtu.be/9x5CRJ3sN9g	成功

表 5.1
静荷重
試験の
映像

機体取得した加速度データを図 5.2、図 5.3、図 5.4 に示す。

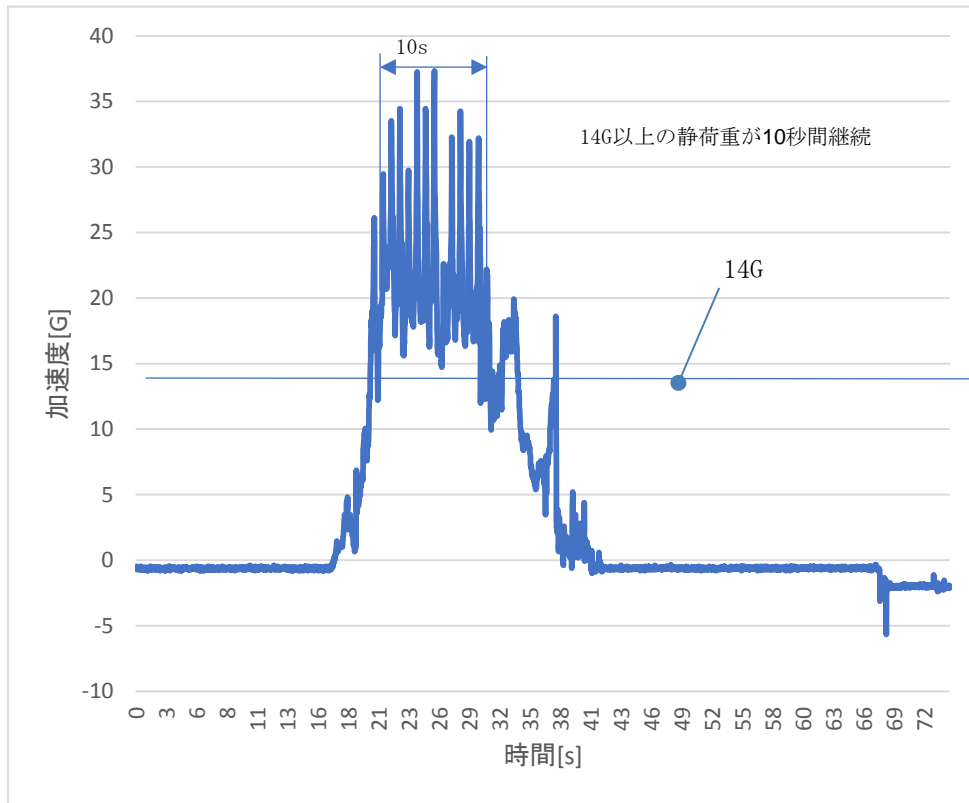


図 5.2 静荷重試験 1 回目 加加速度データ

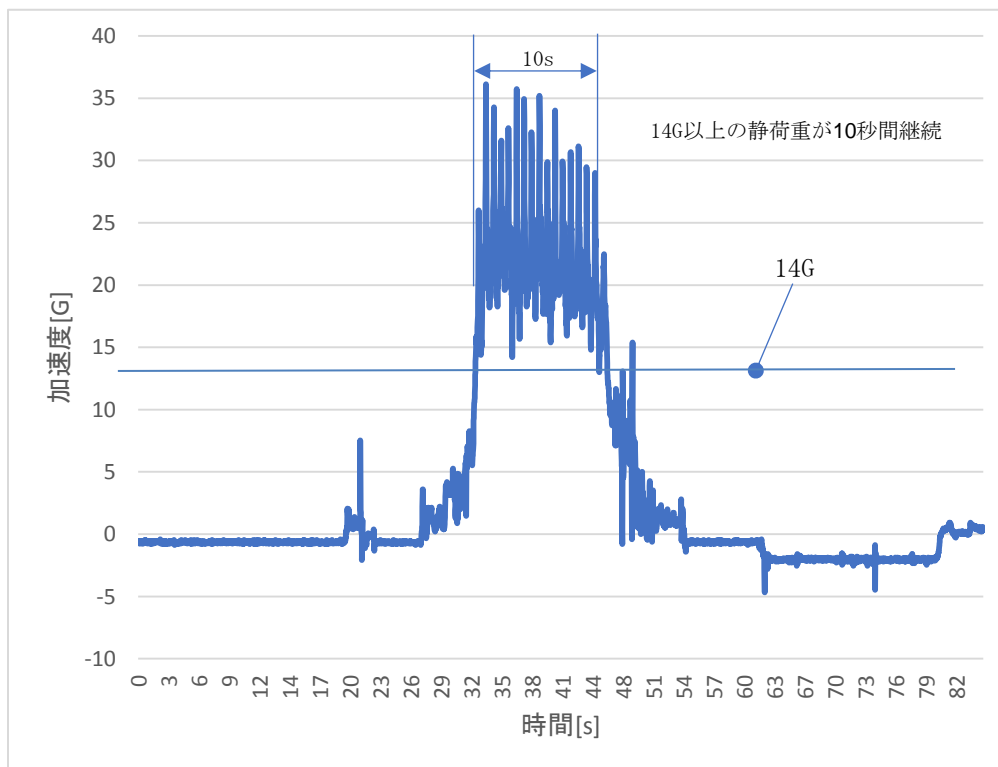


図 5.3 静荷重試験 2 回目 加加速度データ

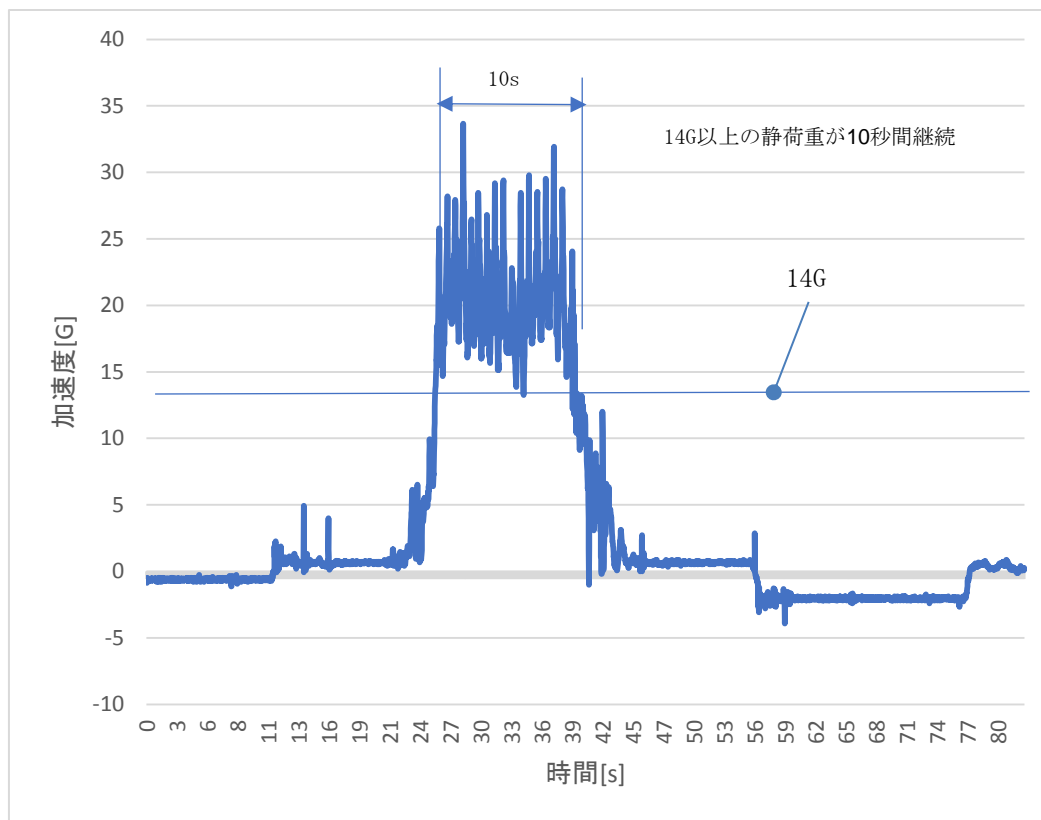


図 5.4 静荷重試験 3 回目 加速度データ

加速度データから、それぞれの試験で機体には 14G 以上の静荷重が 10 秒間加えられた事がわかった。その後、3 回とも走行できたことから、静荷重によって機体の機能に損傷がない事が確認出来た。

結論

機体はロケット発射時にかかる静荷重に耐え、損傷なく走行することが出来る。

➤ (V6)振動試験

目的

ロケット打ち上げから機体が放出するまでに発生するランダム振動によって機体の機能が損なわれないことを確認する。

試験内容

ARLISS2018 で取得した加速度データ (図 6.1) より、打ち上げ時に機体にかかる最大荷重は 14.1[G]だった。しかし、このデータは加速度センサの取得レートが 28[Hz]と低く、十分な周波数帯を記録できていないと思われる。そのため、本試験ではレギュレーションを参考に 30~2000[Hz]で 15[G]相当のランダム振動を機体に与える。

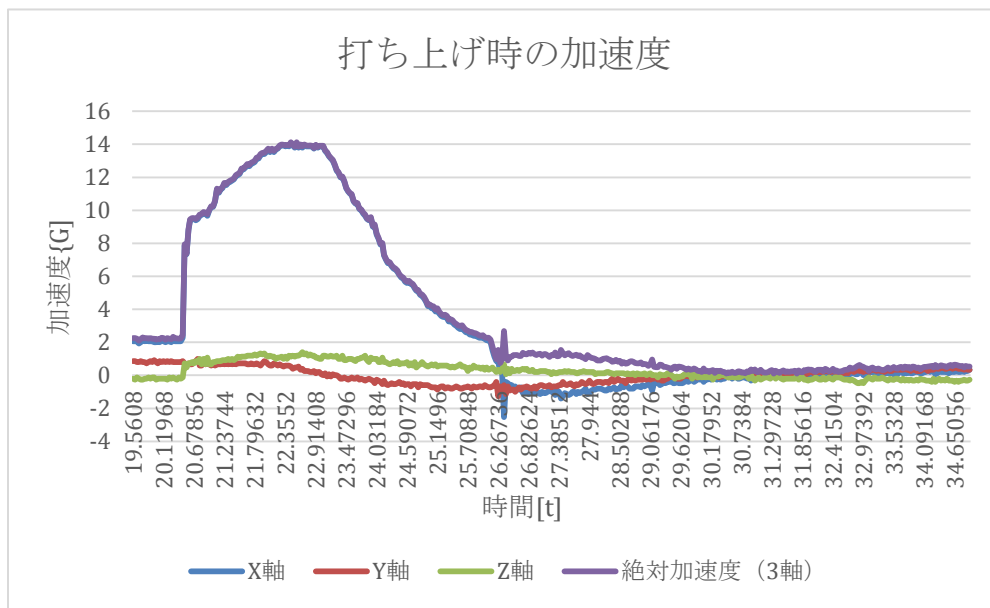


図 6.1 ARLISS2018 の加速度データ

機体に加速度を記録するためのプログラムを書き込み、30 秒間加振する。加振後、機体を取り出し、走行プログラムを書き込み走行することができれば、機体の機能に損傷がないことが確認される。試験の様子は終始無編集の動画で示す。

結果

試験は東京大学 中須賀研究室の加振器をお借りして行った。加振条件は 15[Grms]で 30～2000[Hz]のランダム振動を 3 回行った。制御装置からの出力に対し、実際に加振台がどのように揺れているかを測定するために、加速度センサ (Ch2, Ch3) を加振治具に取り付ける。取り付けの様子を図 6.1 に示す。

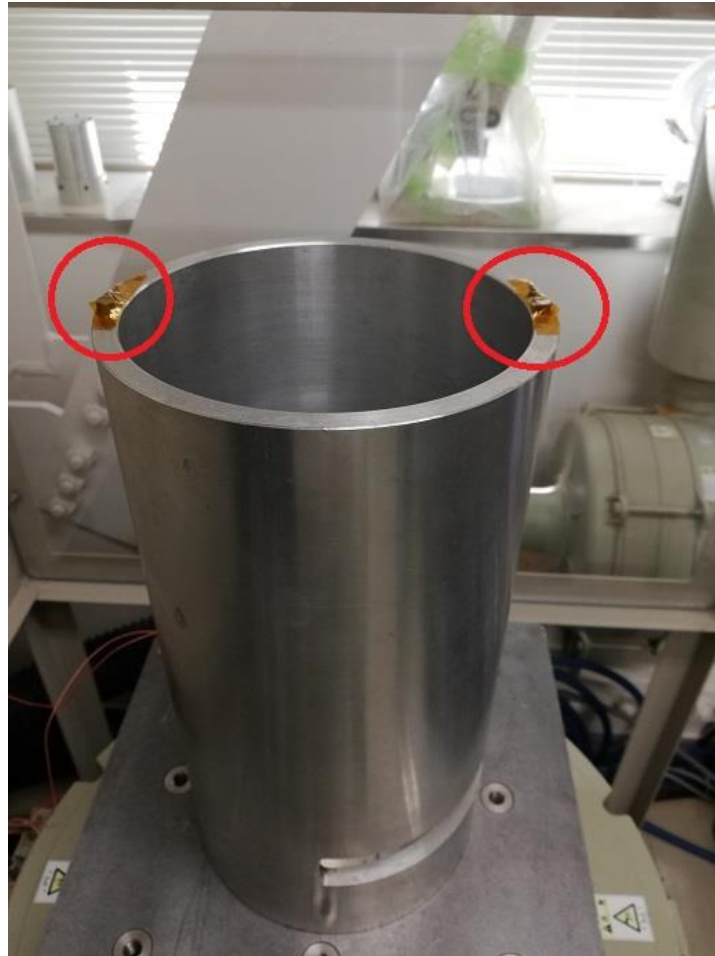


図 6.1 加速度センサ取り付け位置

実際に加振器が与えた振動の PSD を図 6.2～6.4 に示す。

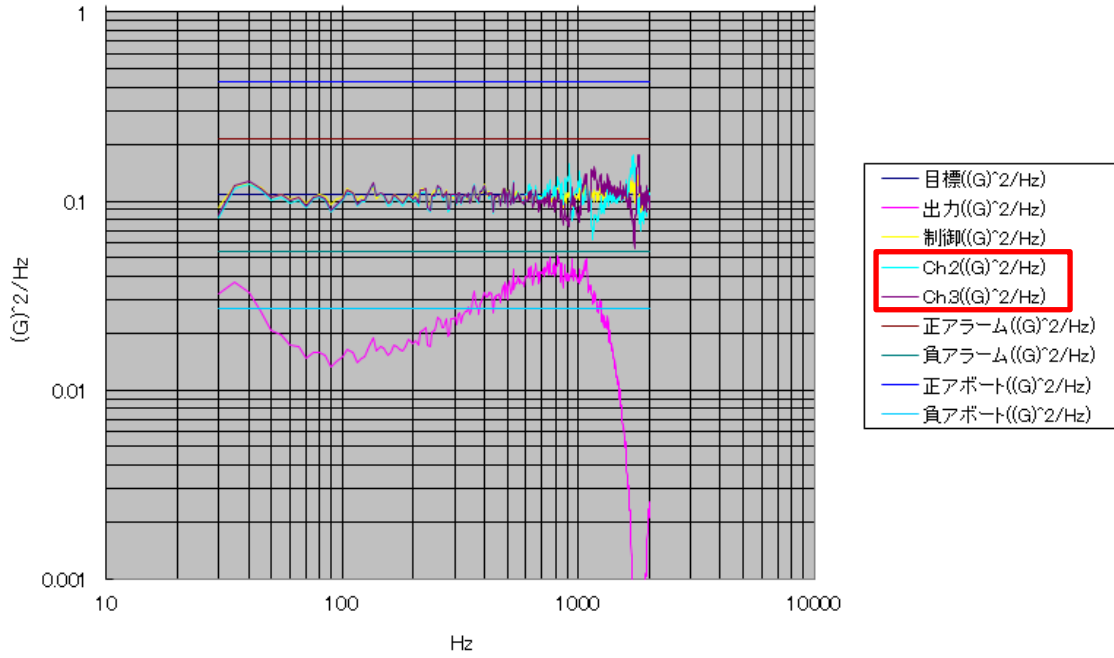


図 6.2 振動試験 1 回目の PSD

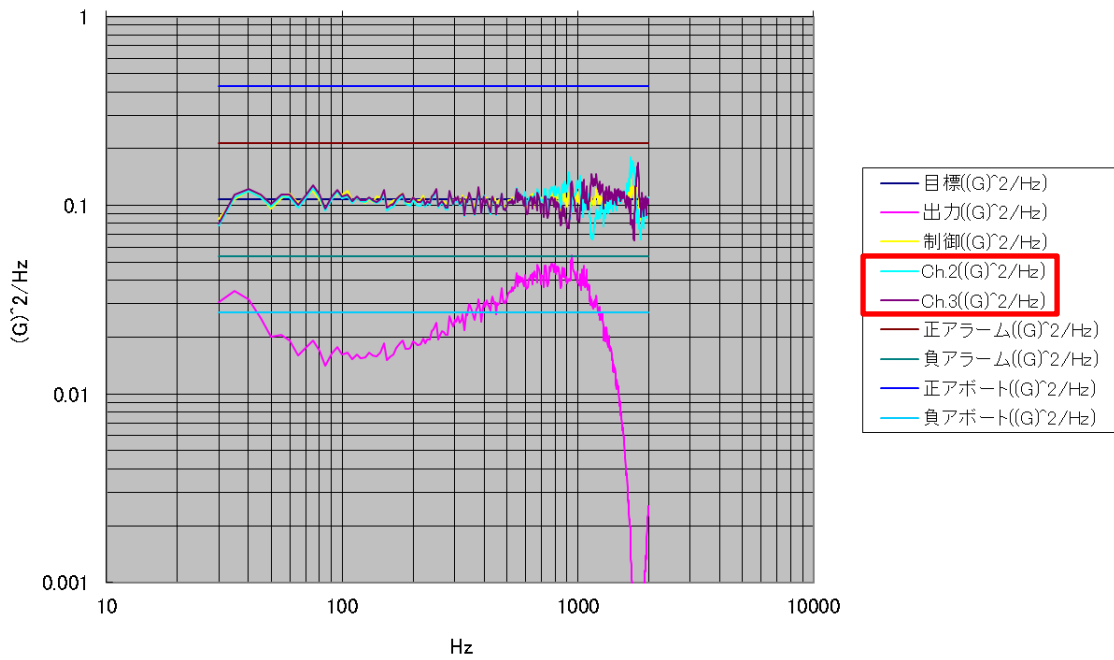


図 6.3 振動試験 2 回目の PSD

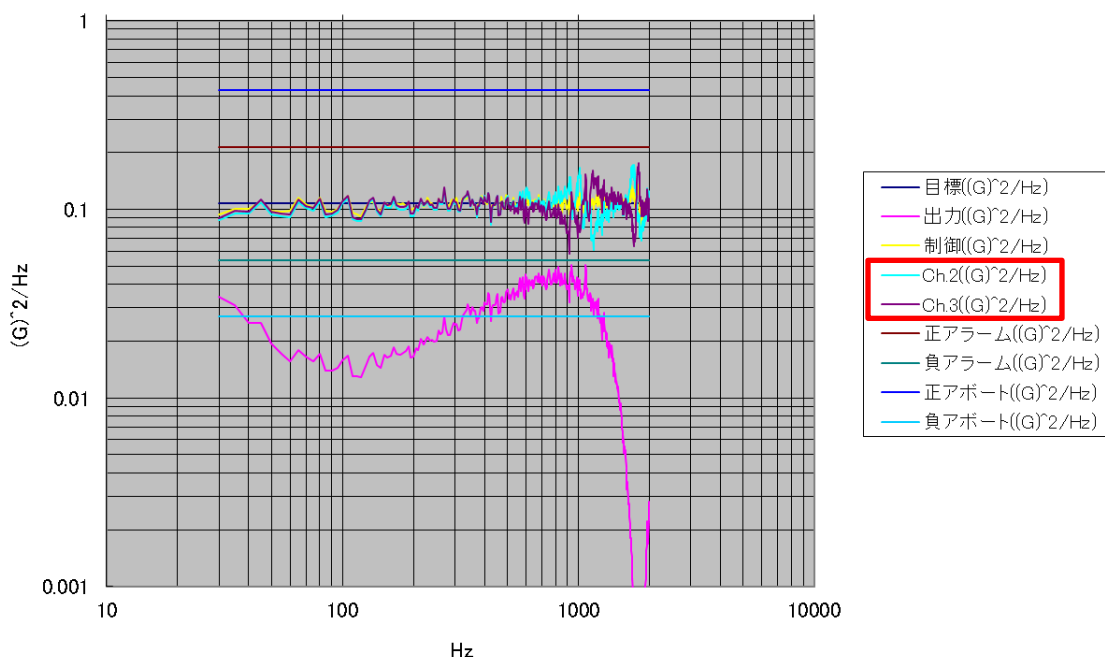


図 6.4 振動試験 3 回目の PSD

全ての試験で Ch2, Ch3 を見ると 30~2000[Hz]に一応に振動がかかっている。試験の様子と加振後の機体の走行結果を表 6.1 に示す。

表 6.1 試験結果

回数	動作確認の結果	動画 URL
1 回目	損傷なし	振動台側 : https://youtu.be/RxQMUKmOGdQ 制御盤側 : https://youtu.be/hRnN9speBdc
2 回目	損傷なし	振動台側 : https://youtu.be/4H0fW820IUA 制御盤側 : https://youtu.be/Yc4kmCWN7jI
3 回目	損傷なし	振動台側 : https://youtu.be/mbPpPtF09oQ 制御盤側 : https://youtu.be/7odFeVrDDHM

結論

ロケット打ち上げ時に機体に加わる振動を模擬した 15[Grms]で 30~2000[Hz]相当の振動を与えても機体の機能に損傷がないことが証明された。

➤ (V7) ロケット放出衝撃試験

目的

機体をロケットから放出する際にかかる衝撃によって、機体の機能が損なわれないことを確認する。

試験/計測内容

ARLISS2018 で取得した加速度データ（図 7.1）より、機体を放出時にかかる衝撃は 1.2[G]だった。このデータは加速度センサの取得レートが 28[Hz]と低く、正確に測定ができなかったと思われる。そのため、本試験ではレギュレーションを参考に、40[G]の放出衝撃を機体に加える。

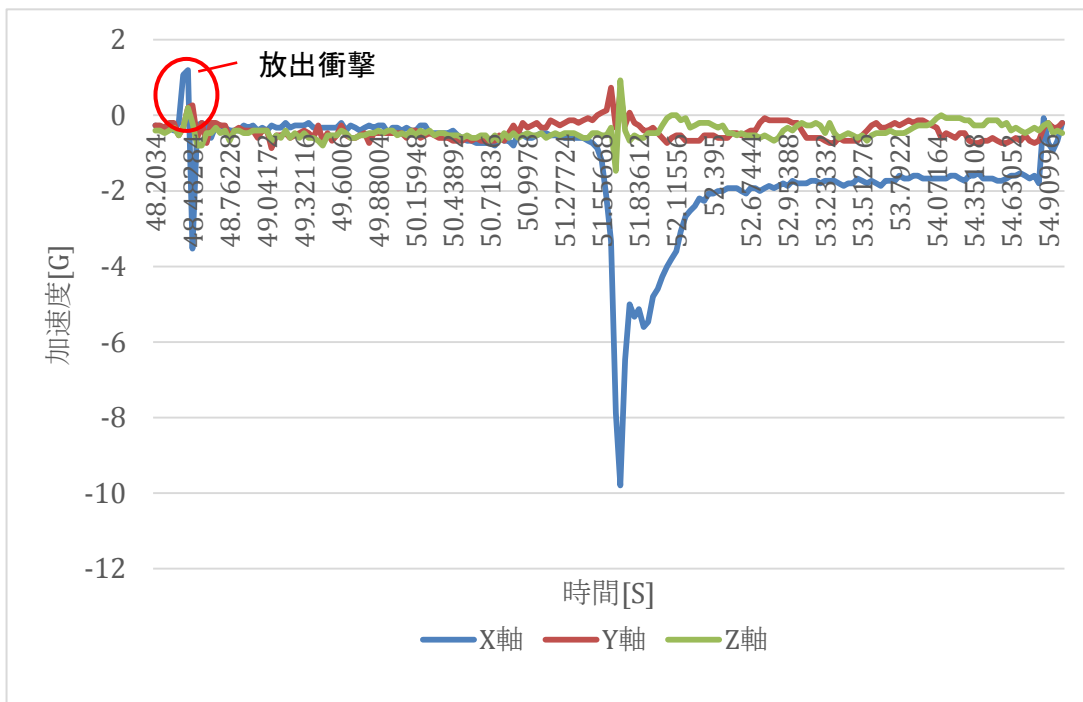


図
7.1
2018
ARLISS
Sの
放出
衝撃

試験方法

図 7.2 のように機体をキャリアの中に入れ、紐を通し固定する。その後キャリアをいきおいよく下方に投げおろす。紐が伸び切った時点で、機体がキャリアに衝突し、衝撃が加わる。衝撃値は、機体内部に搭載した加速度センサで計測する。試験の様子は終始無編集の動画で示す。

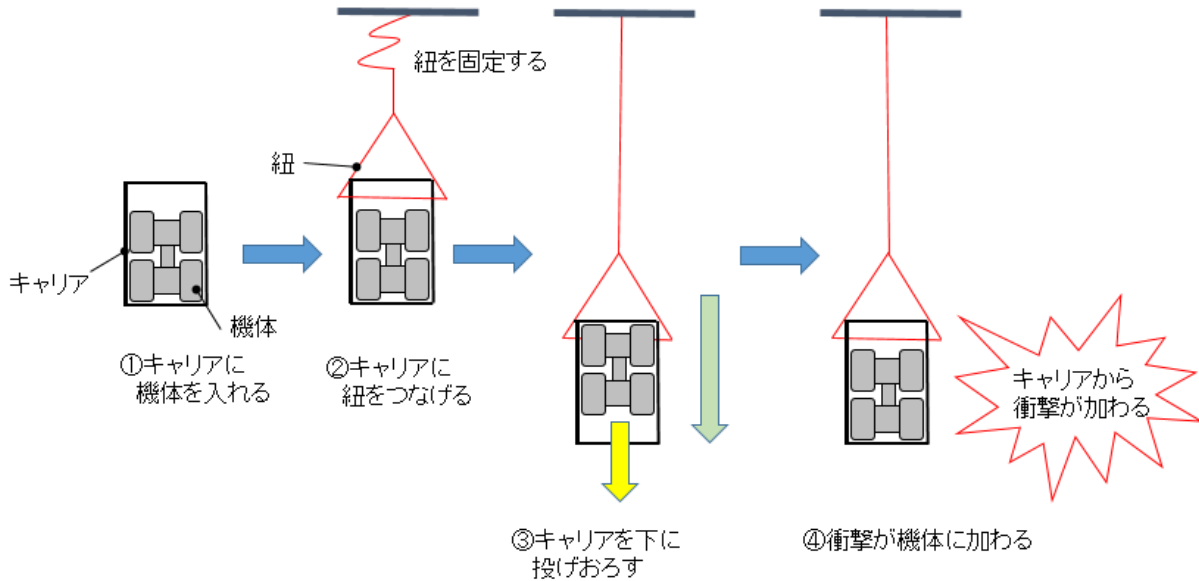


図 7.2 試験方法

結果

試験は合計 3 回行った。試験中の様子と結果、落下高さの計測動画 URL を表 7.1 に示す。試験映像は、落下の様子を投下側から撮影したものと地上から撮影したものの 2 種類がある。

回数	試験動画		結果
	投下側から撮影	地上から撮影	
1 回目	https://youtu.be/Et5wRSRcgNg	https://youtu.be/hywbA8CNTJE	成功
2 回目	https://youtu.be/60e_CIEqiVk	https://youtu.be/krvQLWUzbaQ	成功
3 回目	https://youtu.be/qi_OZXsxhcQ	https://youtu.be/Bynfz-Wxccc	成功
高さ計測	https://youtu.be/EGqxwUvGs7g		

表 7.1 放出衝撃試験の様子

機体取得した加速度データを図 7.3, 図 7.4, 図 7.5 に示す。これらより、機体には 40[G] を上回る衝撃が加わったことがわかった。その後、パラシュート、機体ともに大きな損傷はなく、機体は 3 回とも分離し走行することが確認できた。

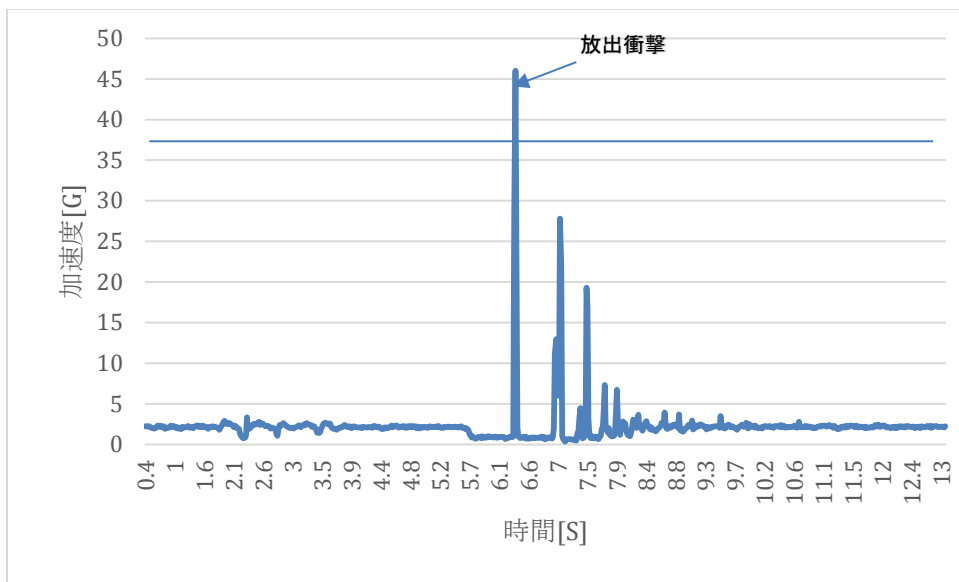


図 7.3 放出衝撃試験 1 回目 加速度データ

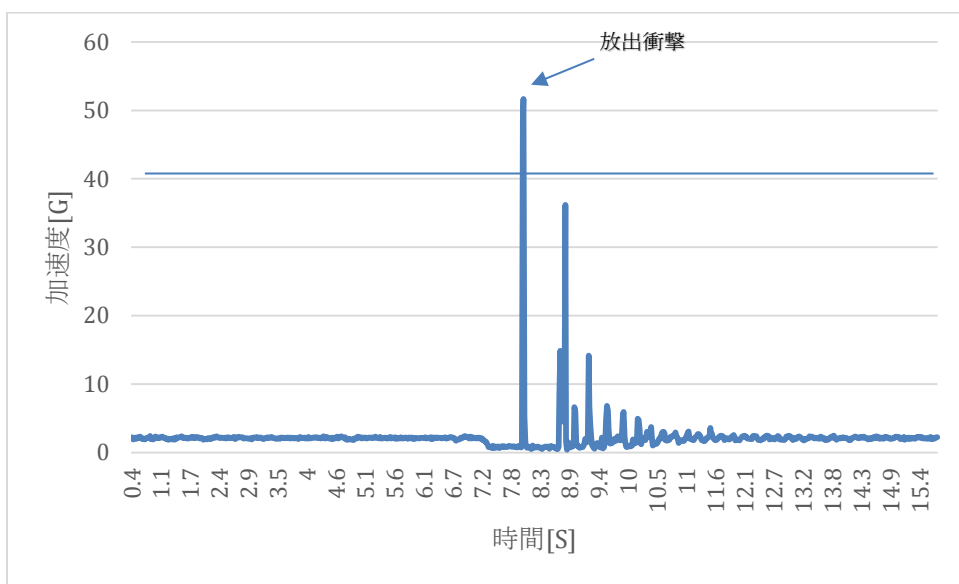


図 7.4 放出衝撃試験 2 回目 加速度データ

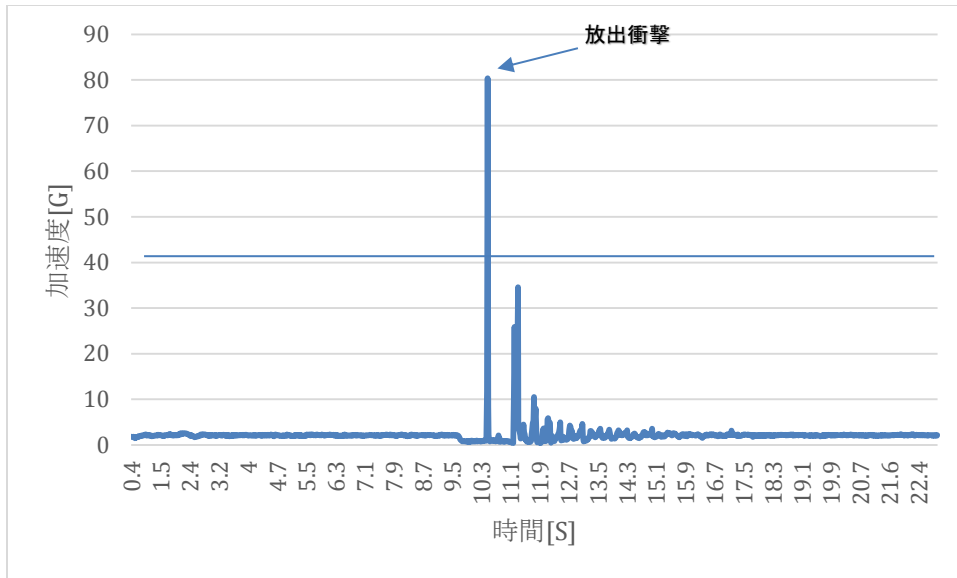


図 7.5 放出衝撃試験 3 回目 加速度データ

結論

結果より、ロケット放出衝撃を機体に加えても走行機能が損なわれないことが確認できた。

➤ (V8) 通信機器電源 ON/OFF 試験

目的：レギュレーション(FCC 認証かつ 100[mW]以下の機器は電源 OFF にしないでよい)を遵守していることを確認する。

試験/解析の内容

機体に搭載する XBee S2C は、FCC 認証がされていることを図 8.1 に示す。



図 8.1 使用する XBee S2C の裏側の写真

使用する XBee S2C の仕様の抜粋を表 8.1 に示す。

8.1 無線機の仕様

使用する無線機器	販売元	出力 [mW]	FCC ID
XBee S2C	ディジインターナショナル株式会社	6.3	MCQ-S2CTH

XBee S2C の仕様書の引用先

<https://www.digi.com/resources/documentation/digidocs/pdfs/90002002.pdf>

結論

上記の図 8.1、表 8.1 から使用する XBee S2C は FCC 認証かつ、100[mW]以下の機器なので電源 ON の状態で搭載することができる。

➤ (V9)通信周波数変更試験

目的:

機体に搭載している無線モジュールの通信周波数を、変更することが出来ることを確認する(他チームとの混線を防ぐため)。また、現地で通信周波数を変更できることを証明する。

試験/解析の内容

今回の試験では機体から基板を外した状態で行う。USB ケーブルを使用して基板と PC を接続する。基板に搭載されている無線モジュールを送信機、基板に搭載されていない側の無線モジュールを受信機とし、専用の設定ソフトを用いてチャンネル変更を行う。以下に詳細な手順を示す。

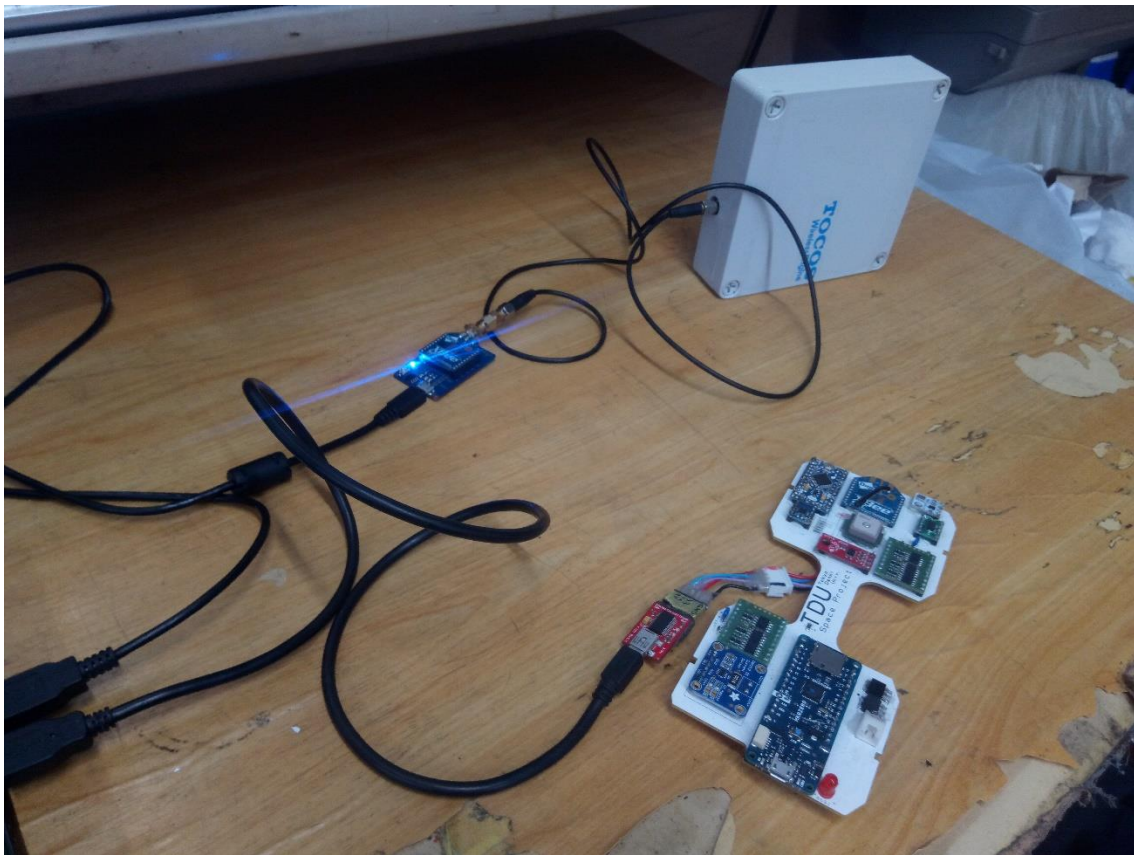


図 9.1 周波数変更試験の様子

1. 受信機側と送信機側の双方を初期設定として 15ch にするために、図 9.2 の赤枠で囲まれた SC(Scan Channels)の値を 10 に設定し、チャンネルが同じため受信機が送信機から送られるデータを受信できることを確認する。

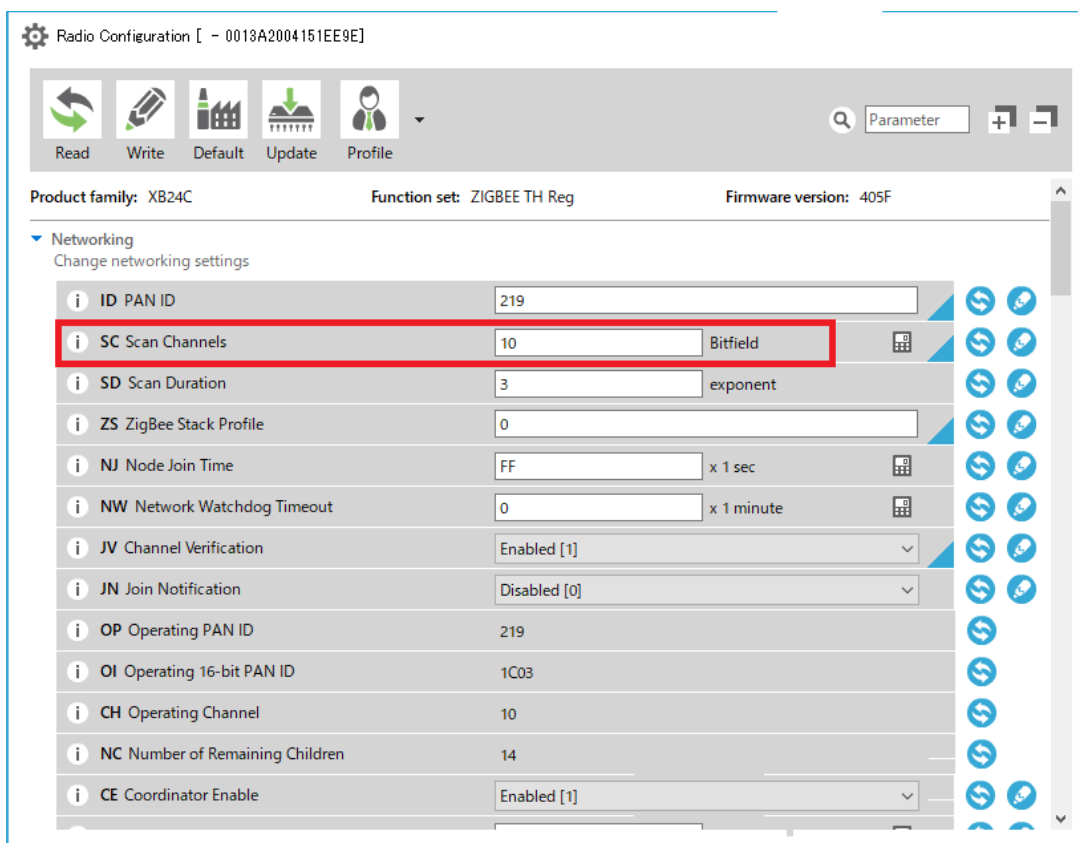


図 9.2 X-CTU の設定画面

2. 送信機側を 16ch に変更するため SC の値を 20 に変更し(受信機側の SC の値は 10)、チャンネルが異なるため送信機から送られたデータが受信できないことを確認する。

- 受信機側を 16ch に変更するため SC の値を 20 に変更し(送信機側の SC の値は 20)、データが受信できることを確認する。

チャンネル変更成功時に図 9.3 の赤枠に囲まれたターミナル画面に、表 9.1 に示すような AT コマンドが現れることを確認する。表 9.1 において、青文字がキー入力操作で、赤文字が XBee から返されたコマンドであることを示す。



図 9.3 X-CTU 上のターミナル画面

表 9.1 チャンネル変更時の AT コマンド

SC 値 10	SC 値 10	コマンドの意味、内容
+++	+++	1 秒後に AT コマンドモードに入る
OK	OK	応答
ATSC10	ATSC20	変更する SC 値
OK	OK	応答
ATWR	ATWR	不揮発性メモリの書き込み
OK	OK	応答
ATAC	ATAC	変更適用コマンド
OK	OK	応答
ATCN	ATCN	AT コマンドモードから抜ける、データ転送になる
OK	OK	応答

試験の様子は無編集の動画で示す。

結果

試験の結果を表 9.2 に示す。

表 9. 2 試験の結果

回数	SC 値		通信結果
	送信機	受信機	
1	10	10	成功
2	10	20	失敗
3	20	20	成功

結論

表 9.2 より必要に応じて無線機の周波数を変更できることが確認できた。また今回と同様の方法で、本番でも USB ケーブルを接続するだけで周波数を変更できるので、現地でも対応できる。

➤ (V10) Endtoend 試験

目的

機体をロケットの装填から、パラシュートを分離し、ゴール到達までのすべてのシーケンスで、機体が破損せずに実施できることを確認する。また、自律制御が行われていることを証明し、制御履歴レポートの作成方法を示す。

試験/解析の内容

- ・機体がロケットに装填できることを確認。
→(V2) キャリア収納試験で証明済み
- ・打ち上げ時に機体に加えられる、準静的荷重と振動荷重によって機体の機能が損なわないことを確認する。
→(V5) 静的荷重試験や(V6) 振動試験によって証明済み
- ・CanSat がロケットから放出時にかかる放出衝撃によって機体の機能が損なわれないことを確認する。
→(V7) ロケット放出衝撃試験によって証明済み。
- ・パラシュートの開傘時に機体に加わる衝撃によって、機体が安全な降下速度まで減速するための機能が損なわれていないことを確認する。
- ・機体が着地時にかかる衝撃荷重によって、機体の機能に損傷がないことを確認する。
→(V4) 落下試験、(V14) 開傘衝撃試験によって証明済み。
- ・打ち上げ時の無線機の規定によって無線機の電源が OFF にできることを確認する。また、チャンネルの変更が必要になった際に無線機のチャンネルを変更できることを確認する。
→(V8) 通信機電源 ON/OFF 試験、(V9) 通信周波数変更試験にて証明。

以上の結果から本試験では、パラシュートを分離し、目標地点に自律走行で到達することができるかを確認する。

予備審査の段階では、ドローンから機体を上空 30m の高さから投下して目標地点に向かう予定だった。しかし、他の試験で安全に対する機能に問題がないことが証明できたことと、試験が夜中になってしまいドローンを用いて行えなかった。そのため本試験では、着地衝撃を模擬した衝撃を機体に加え、パラシュートを分離し、自律走行でゴールに近づき、ゴール判定をすることを確認する。試験後、ログデータより自律走行の説明と制御履歴レポートの作成を行う。試験の様子は終始無編集の動画で示す。

結果

試験の様子を示した動画と結果を表 10.1 に示す。動画は試験全体を撮影するために定点カメラからの映像と機体の様子を具体的に撮影するために、移動カメラの2点から示す。

表 10.1 試験結果

回数	ゴール判定地点からゴールまでの距離[m]	動画 URL
1 回目	4.6	移動カメラ： https://youtu.be/nYlx-n60ReI 定点カメラ： https://youtu.be/_7GrkSMx80U
2 回目	5.1	移動カメラ： https://youtu.be/4H0fW820IUA 定点カメラ： https://youtu.be/hyA50QJ8mxY
3 回目	11.7	移動カメラ： https://youtu.be/t2iL80YIEDc 定点カメラ： https://youtu.be/h8qv753TNlw

自律制御開始地点からゴールに到達するまでの走行軌跡を図 10.1～10.3 に示す。軌跡上に記載した矢印と数値は、機体が現在進んでいる方向からゴールに向かうため必要な旋回角を示す。また、本書類では図が小さくなってしまうので拡大したものを添付書類 (1) ～(3) に示す。

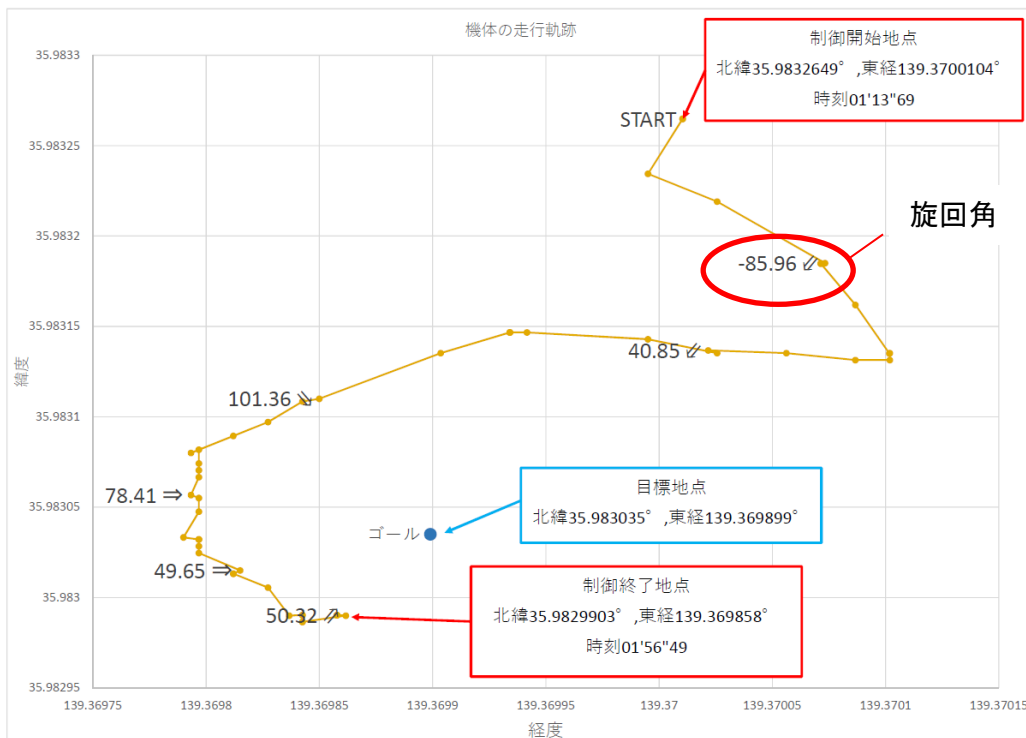


図 10.1 1 回目の走行軌跡

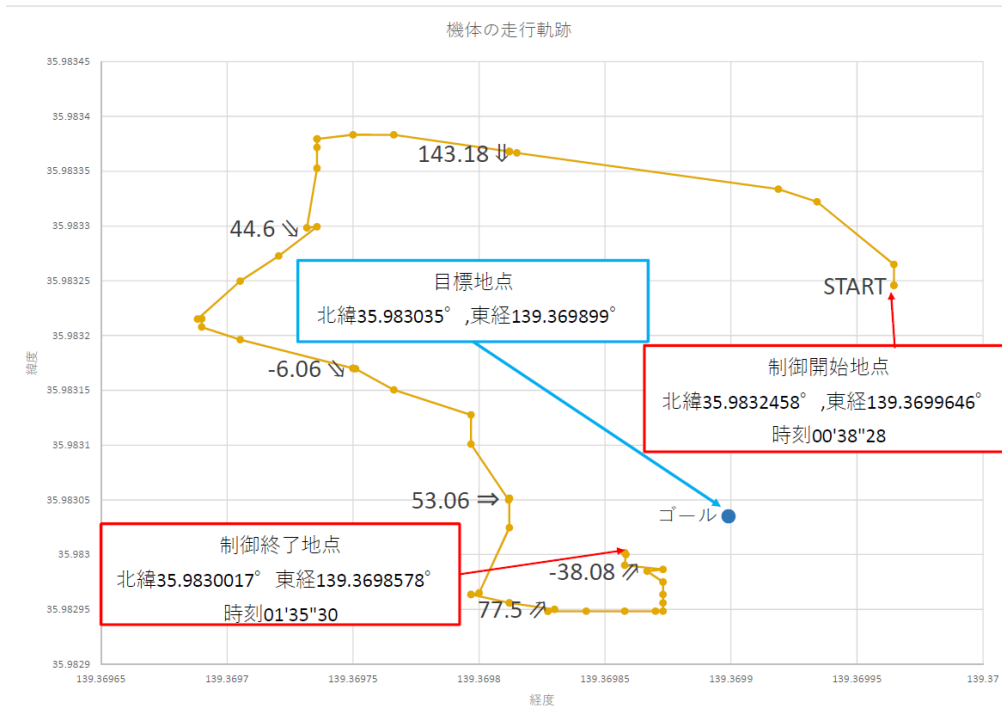


図 10.2 2 回目の走行軌跡

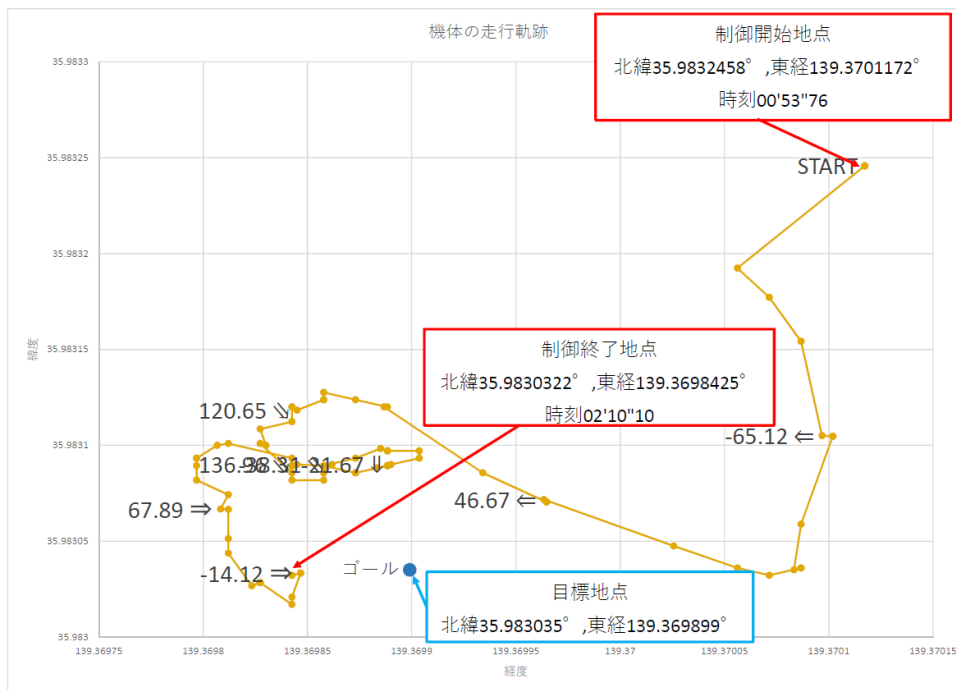


図 10.3 3 回目の走行軌跡

結論

機体がロケットの装填から、自律制御でゴール到達までのすべてのシーケンスで、機体が破損せずに実施できることを証明された。ゴール到達後、制御履歴レポートが作成できることも証明された。

➤ (V11) 轍試験

目的

会場の地表のひび割れや凹凸、轍などの障害で機体がスタックしないことを証明する。

試験内容

過去の ARLISS の測定記録から轍の最高の高さ (図 11.1) は約 60[mm] だったことが確認できている。

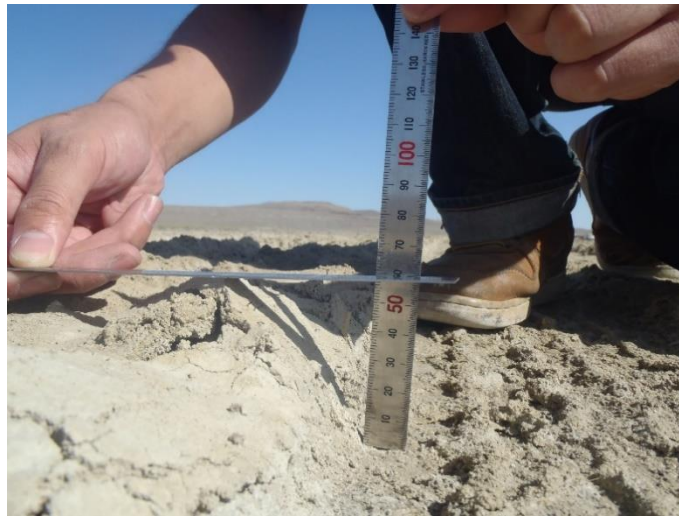


図 11.1 過去の ARLISS の轍の高さの測定記録

現地の乗用車のタイヤのトレッド幅から轍の幅は 230[mm] とし、傾斜は 90°] とする。轍の高さは、60[mm] からスタートし乗り越えられるたびに、10[mm] 高くしていき、機体の乗り越えられる轍の限界を測定する。機体は轍の面に対して直角と 60 度の向きで侵入させる。また機体は助走せずに走行させ、3 回中 3 回の走破で成功とする。人工轍の形状を図 11.2 に、機体が轍に侵入するときの向きを図 11.3 に示す。

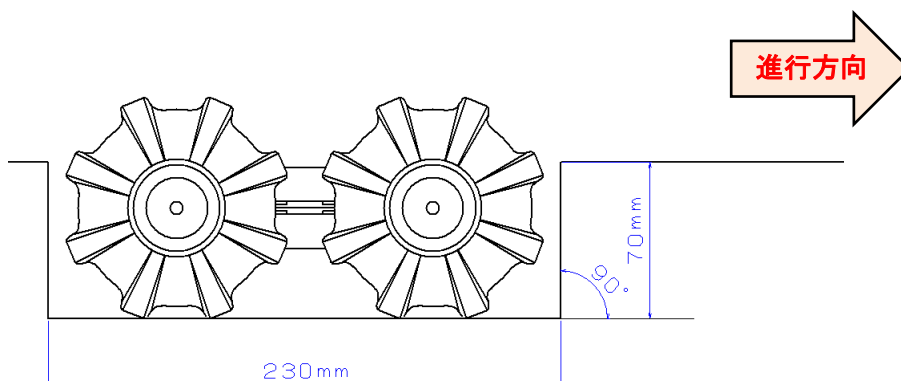


図 11.2 高さ 70 mmの轍の様子

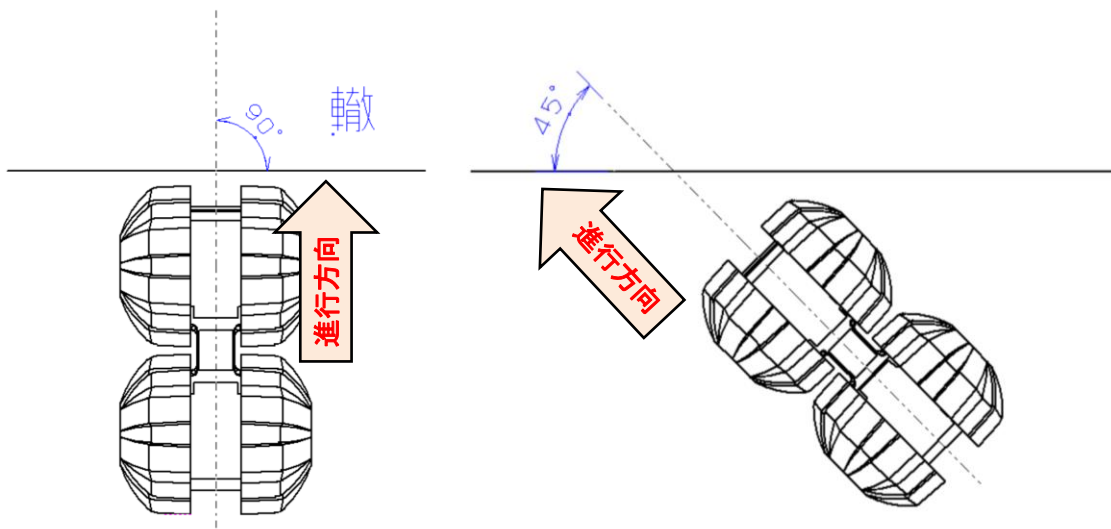


図 11.3 機体が轍に侵入する向き

結果

試験は合計 3 回行った。試験中の様子と結果の動画 URL を表 11.1 に示す。試験映像は、機体が轍の面に直角に侵入したものと 45 度で侵入したものの 2 種類がある。試験は 1~3 回目まで一つの動画に収めている。

高さ	試験動画		結果	
	直角	45 度	直角	45 度
60mm	https://youtu.be/3vCJ9cFiqQE	https://youtu.be/NMZ778Shyv8	成功	成功
70mm	https://youtu.be/5gAs4eaM3PM	https://youtu.be/yGJQyp3XHiQ	失敗	成功
80mm	/		失敗	

表 11.1 静荷重試験の映像

試験結果より、機体が轍に直角に侵入した時、乗り越えられる限界の轍の高さは 60 mm だった。また、機体が轍に 45 度で侵入した時、乗り越えられる限界の轍の高さは 70 mm だった。

結論

機体は直角に侵入した時 60 mm の轍まで、45 度で侵入した時 70 mm の轍まで乗り越えることができる。

➤ (V12)直進精度試験

(V12)直進精度試験

目的

機体の走行開始地点から目標地点までの距離に対する、実際の走行距離の割合が 20[%]以内であることを証明する。

試験/解析の内容

静止した状態から機体に電源を入れ、50[m]離れた目標地点まで走行させる。機体は走行中に GPS 座標を取得し、SD カードに記録する。その GPS 座標から実際の走行距離を求める。また、機体が停止した地点からゴールまでの距離を計測し、走行開始地点とゴールまでの距離の 50[m]から引いて計算する。試験の様子は終始無編集の動画で示す。

機体の走行距離は次のように求める。

$$L_1 = K \times \sum_{k=1}^{n-1} \sqrt{(X_{n+1} - X_n)^2 + (Y_{n+1} - Y_n)^2} \quad \dots\dots (12.1)$$

- X_n : GPS 座標の経度[°]
- Y_n : GPS 座標の緯度[°]
- L_1 : 機体の走行距離[m]
- K : 1 度あたりの距離[m/°]

ここで1度あたりの距離は次のように求める。

地球の直径は $d = 12756$ [km]なので、円周 C は

$$C = d\pi \quad \dots\dots (12.2)$$

- C : 地球の円周[km]
- d : 地球の直径[km]
- π : 円周率

となる。GPS の座標は地球の円周を 360 等分した値なので、1 度あたりの距離 K は

$$K = \frac{d\pi}{360} = \frac{12756 \times \pi}{360} = 111.317 \text{ [km/°]}$$

となる。これを [km] から [m] に変換して

$$K = 111.317 \times 1000 = 111317 \text{ [m/°]}$$

とする。

また、機体の直進性は次のように求める。

$$s = \frac{L_1 - (50 - D)}{(50 - D)} \times 100 \quad \dots\dots (12.2)$$

- D : 機体が停止した地点からゴールまでの距離[m]
- s : 直進性[%]

結果

本試験の結果を表 12.1 に示す。

試験番号	機体の走行距離[m]	機体の停止地点からゴールまでの距離 [m]	直進性[%]
1	57.7	10.4	45.7
2	72.3	6	64.3
3	65	10.7	47.6

試験回数	視点	動画 URL
-	距離測定	https://youtu.be/s0K_xE16hdE
1	移動側	https://youtu.be/ugx0j0o0irI
	固定側	https://youtu.be/JWORHkMnEyQ
2	移動側	https://youtu.be/nsWdQzW1emg
	固定側	https://youtu.be/Q2HihjUG13Y
3	移動側	https://youtu.be/5bb1YBjD3HE
	固定側	https://youtu.be/wuH0tfdi8ZM

表 12.1 より、機体の直進性がミッションで示した 20[%]以内になっていないことが確認できる。

結論

今回の試験では機体の直進性が 20[%]以内にならなかったが、本番までに 20[%]以内になるように走行制御の改善を行う。

➤ (V13)電力試験

目的

ARLISS において、機体がミッションを達成し、かつゴールできるためのバッテリー容量を有し、走行距離が 5km であることを確認する。

試験内容

ARLISS 本番に使用するモジュールを全て搭載し、機体が静止した状態で使用した電流量と走行中に使用した電流量を計測する。また、走行時の速度も計測する。これらの計測値より、機体が走行可能な距離を求める。過去の ARLISS では最大走行距離が 3.4 kmだったので、現地の気象条件を考慮し、今回は機体が 5 km 走行できることを証明する。計測値は(V12)直進精度試験の実施時に機体が取得したデータを用いる。

測定した静止時の使用電流 A'_m [A]と使用電流量 A_n [A]より静止時の平均使用電流量 A' (式(13.1))と走行時の平均使用電流量 A [A](式(13.2))を求める。

$$A' = \frac{1}{m} \sum_{k=1}^m A'_k \quad \dots\dots (13.1)$$

$$A = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n A_k \quad \dots\dots (13.2)$$

バッテリーの総容量 C から、使用した電流量 $A'h$ を引き、走行時に使用可能なバッテリーの電流量 C_1 を算出する。ARLISS2018 より、機体の静止時間 h は 1 時間とする。

$$C_1 = C - A'h \quad \dots\dots (13.3)$$

走行時の平均使用電流量 A [A]とバッテリーの残り電流量 C_1 より、機体の動作時間 H [h](式(13.3))を求める。

$$H = \frac{2C_1}{A} \quad \dots\dots (13.3)$$

走行開始地点から機体が停止した地点までの距離 L [m]と機体の走行軌跡 L' [m]より、機体の平均速度 V [km/h](式(13.4))と V' [km/h](式(13.5))を求める。

$$V = \frac{L}{10} \times \frac{60 \times 60}{1000} \quad \dots\dots (13.4)$$

$$V' = \frac{L'}{10} \times \frac{60 \times 60}{1000} \quad \dots\dots (13.5)$$

また、平均速度 V' [km/h]と動作時間 H [h]より、機体の予想走行距離 L_r [m] (式(13.6))を求める。

$$L_r = HV' \quad \dots\dots (13.6)$$

ここで静止時の使用電流量のデータの総数を m 、走行時の使用電流量のデータの総数を n 、機体に搭載しているバッテリーの容量を $C = 600$ [mAh]とする。バッテリーは3セル、容量 $C = 600$ [mAh]のものを2つ並列に接続して、6セル、容量 $2C = 1200$ [mAh]としている。

結果

(V12)直進精度試験で計測した値を表 12.1 に示す。

	1 回目	2 回目	3 回目	平均	静止時
平均使用電流 [mA]	763.7	788.1	651.1	734.3	163.5
走行時間 [s]	37	29	23	29.7	
走行距離 [m]	57.7	72.3	65	65	

表 12.1 直進精度試験の測定結果

表 12.1 の値と、試験内容に記述した計算式を用いて、機体の予想走行距離を求める。算出した値を表 12.2 に示す。

走行時のバッテリー残量 C_1 [mAh]	1036
機体の平均走行時間 H [h]	1.35
平均走行速度 V' [km/h]	8.24
予想走行距離 L_r [km]	11.1

表 12.2 電力試験の計算結果

算出した値より、機体は約 11 km 走行できることがわかった。

結論

機体はミッションを達成し、走行距離 5km を走行出来るだけの十分なバッテリー容量を有している。

➤ (V14)開傘衝撃試験

目的

パラシュート展開時の開傘衝撃をパラシュートと分離機構、機体に与え、損傷がない事、機体がパラシュートを分離し、走行できる事を証明する。

試験/計測内容

ARLISS2018 で取得した加速度データ (図 14. 1) より、機体には開傘衝撃が 10[G] だった。このデータは加速度センサの取得レートが 28[Hz] と低く、正確に測定ができなかったと思われる。そのため、本試験ではレギュレーションを参考に、40[G] の衝撃を機体に加える。パラシュート分離機構に損傷がなく、パラシュートが機体から分離することを確認する。



図 14. 1 ARLISS2018 の開傘衝撃

試験方法

図 14.2 のように、機体の分離機構に紐を通し固定する。その後、機体をいきおいよく投げおろす。紐が伸び切った時点で張力が発生し、分離機構や機体に衝撃が加わる。

衝撃値は、機体内部に搭載した加速度センサで計測する。試験の様子は終始無編集の動画で示す。

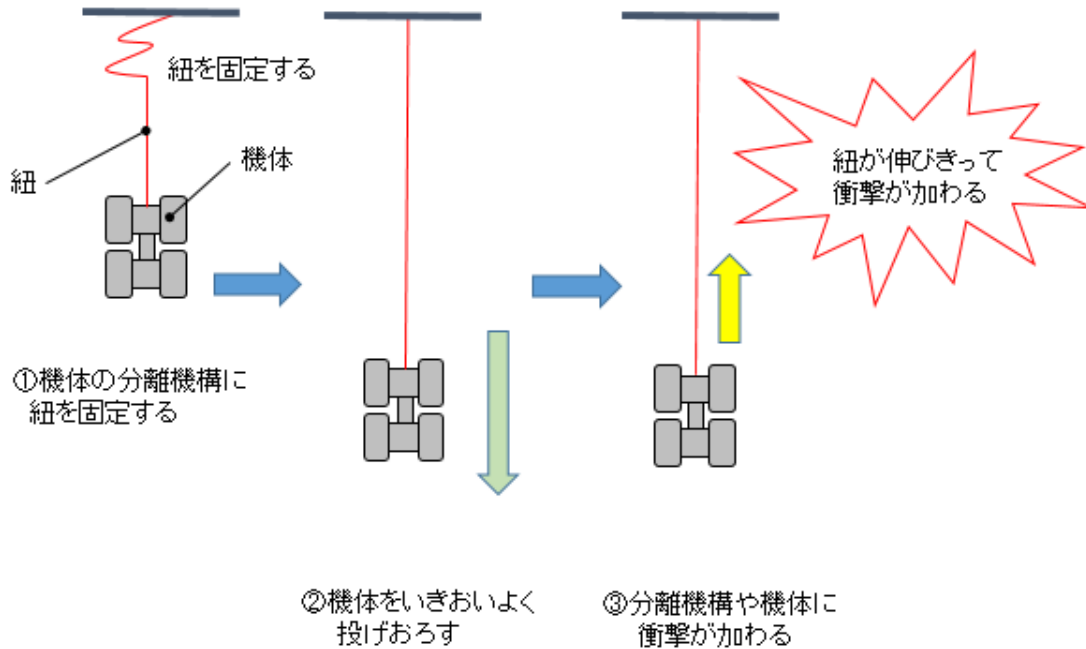


図 14.2 試験方法

結果

試験は合計 3 回行った。試験中の様子と結果、落下高さ計測の動画 URL を表 14.1 に示す。試験映像は、落下の様子を投下側から撮影したものと地上から撮影したものの 2 種類がある。

回数	試験動画		結果
	投下側から撮影	地上から撮影	
1 回目	https://youtu.be/1VP0uI-DtK0	https://youtu.be/NhzXrUDRJUo	成功
2 回目	https://youtu.be/WjWhn2E1hQ8	https://youtu.be/ctPN-ech_6o	成功
3 回目	https://youtu.be/9PmjXy1DVN0	https://youtu.be/ZB8q1wzhWes	成功
高さ計測	https://youtu.be/EGqxwUvGs7g		

表 14.1 開傘衝撃試験の様子

機体が取得した加速度データを図 14.3、図 14.4、図 14.5 に示す。

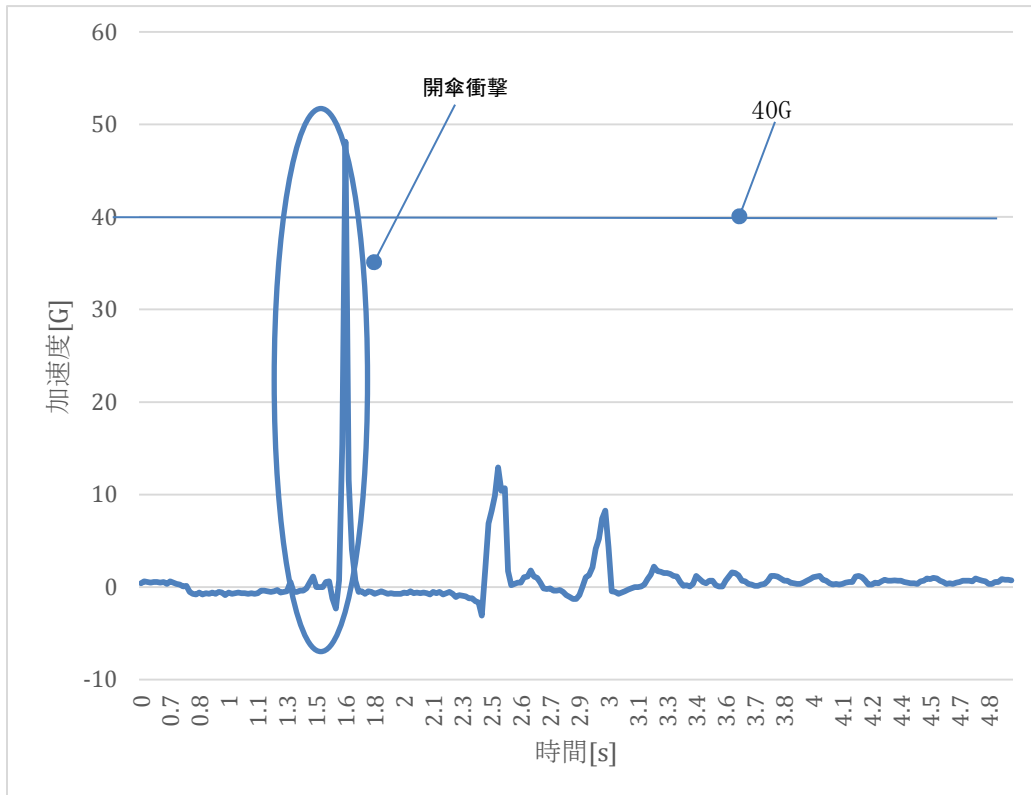


図 14.3 開傘衝撃試験 1 回目 加速度データ

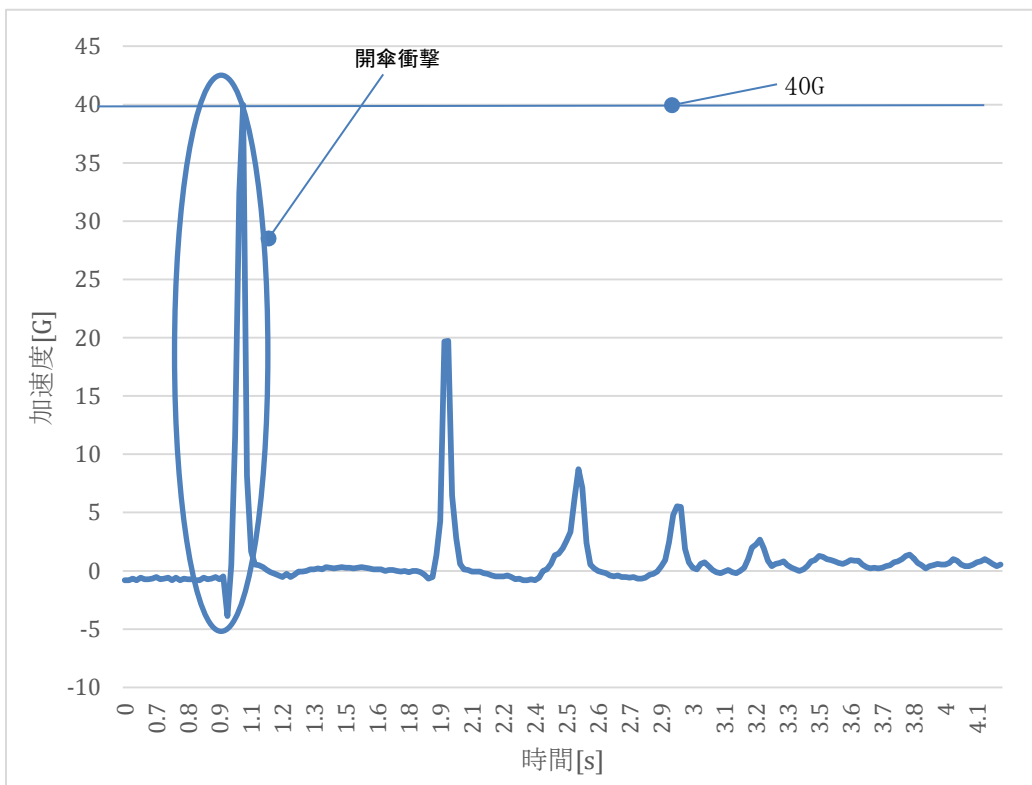


図 14.4 開傘衝撃試験 2 回目 加速度データ

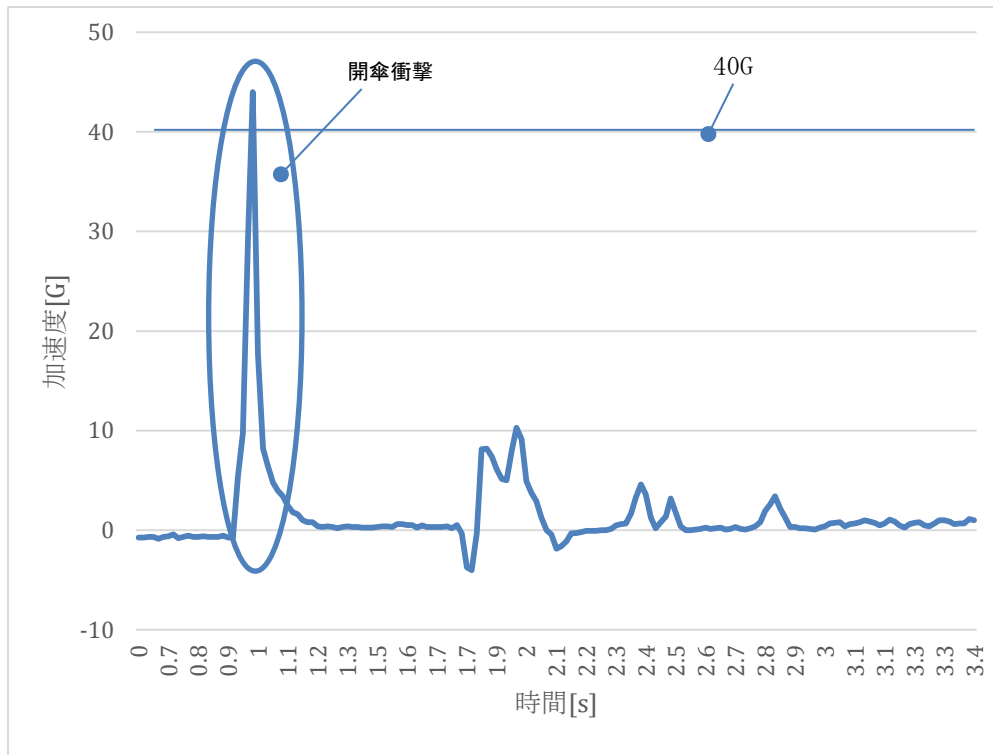


図 14.5 開傘衝撃試験 3 回目 加速度データ

加速度データから、機体には 40G 以上の開傘衝撃が加わっていることがわかった。その後、パラシュートに大きな損傷はなく、機体は 3 回とも分離し走行することが出来た。

結論

開傘衝撃によってパラシュート、分離機構、機体に損傷はなく、機体は分離機構を分離して走行できる。

第7章 工程管理、ガントチャート（スプレッドシートを推奨）

1. チーム内・審査会等

（チーム全体、班、各部署ごとの会議の頻度，開発メンバー以外の人を含めた審査会の有無や時期、回数を記載してください）

- ・毎日朝と夜の2回ミーティングを行っていた。
- ・評価会…大会終了後に担当教員と遠征メンバー全員で行った。
- ・チーム以外の人を含めた審査会などは行っていない。

2. 各担当（ハード・ソフト・全体などの進行状況・予定を記入）

全体の予定を図 11 に示す。

開発日程	3月		4月				5月				6月				7月				8月					9月	
	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	5	1	2				
イベント									※1						※2						※3			※4	
企画																									
仕様																									
設計																									
製作																									
試験																									

※1 ミッションレビュー提出

※2 予備安全審査提出

※3 安全審査提出

※4 大会出発

図 11 全体の予定

第8章 大会結果

1. 能代宇宙イベント

当チームは能代大会に参加していませんので記載することはない

2. ARLISS

➤ 目的

ARLISSの実験で検証したいことを簡潔に述べてください

落下地点から目標地点まで最短時間でゴールし、平均速度 8km/h 以上で走行する。

➤ 結果

ARLISSで目的やサクセスクライテリアをどの程度達成できたかを表などを使って簡潔に示してください。受賞した賞がある場合は記入してください。

ランバック/フライバック部門の場合は自団体のサクセスクライテリアの他、下表も○と×または△で記入してください。

	内容	結果
ミニマムサクセス	・パラシュートを分離しゴールに向けて走行する	△
ミドルサクセス	・目標地点に GNSS の測位精度範囲内でゴールする。	×
フルサクセス	・平均走行速度 8[km/h]以上で走行する。 ・機体の走行距離が落下地点から目標地点までの直線距離を比較し、直進性が 20[%]以内で走行する。	×
アドバンスドサクセス	・平均走行速度 10[km/h]で走行する。 ・機体の走行距離が落下地点から目標地点までの直線距離を比較し、直進性が 10[%]以内で走行する。	×

ARLISS	パラシュート開傘	壊れずに着地	パラシュート分離	走行開始	10m 以上制御走行	50m 以上制御走行	ゴール
1 回目	○	○	△	○	×	×	×
2 回目	○	○	×	×	×	×	×

さらに ARLISS で CanSat 機体に発生した現象(成功した部分もうまくいかなかった部分も含む)について写真などを使いながら示してください。

1 回目の打ち上げでは、チームが機体を発見した時点で機体が分離動作を行っていないにもかかわらず、パラシュートが分離されていた。その後機体は分離動作を行い走行を開始したが、プログラムのミスによりゴールを誤判定し、目標地点から約 1.8km 離れた地点で停止してリタイアとなった。2 回目の打ち上げでは、機体がパラシュートを分離できずリタイアとなった。しかし、2 回の打ち上げでも機体が破損せず、ハードウェアの性能の高さを示すことが出来た。また、今年の砂漠の地面が硬く、走行時に機体のホイールが跳ねて走行制御が難しくなることが分かった。

➤ 取得データ

ARLISSの実験で取得したデータについて図示し、可能であれば元データも同じフォルダにアップロードしてください。取得データは、いわゆる制御履歴だけではなく、落下中の高度など断片的なものでも、取得できていれば提示をお願いします。

図14～図19に今大会で取得したデータを示す。

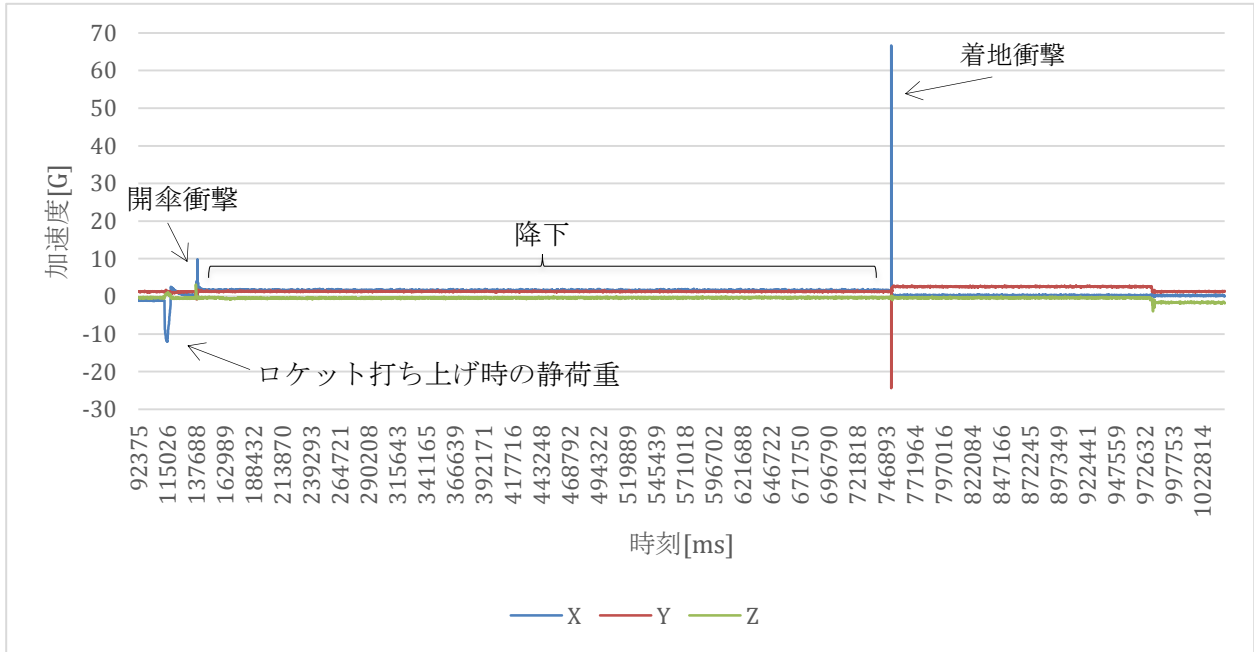


図14 打ち上げから着地直後までの加速度データ(1回目)

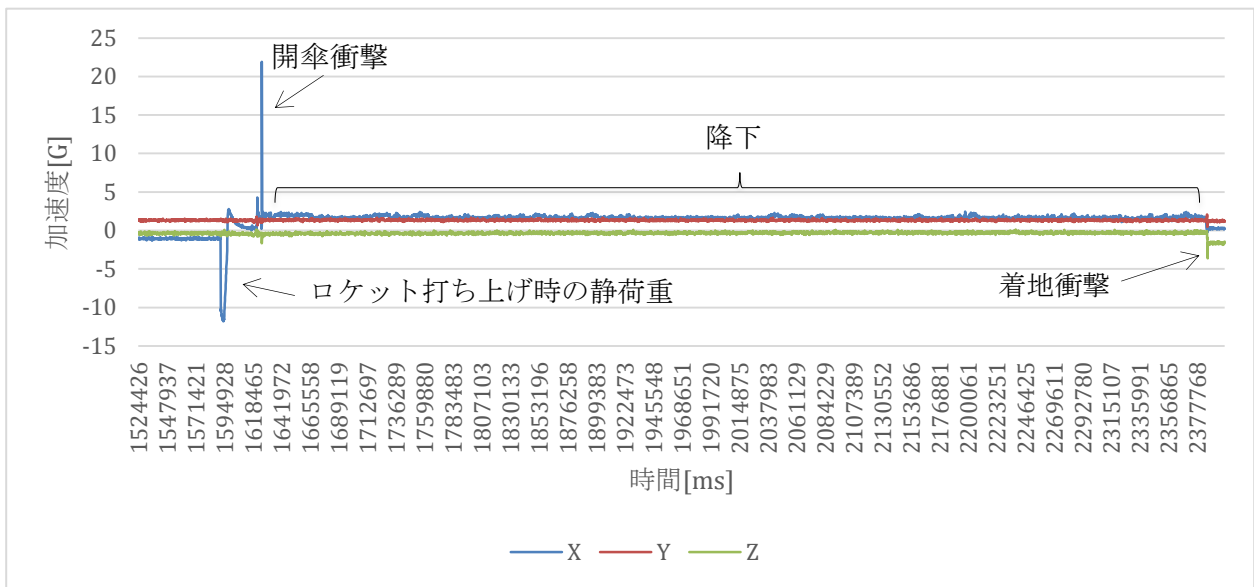


図15 打ち上げから着地直後までの加速度データ(2回目)

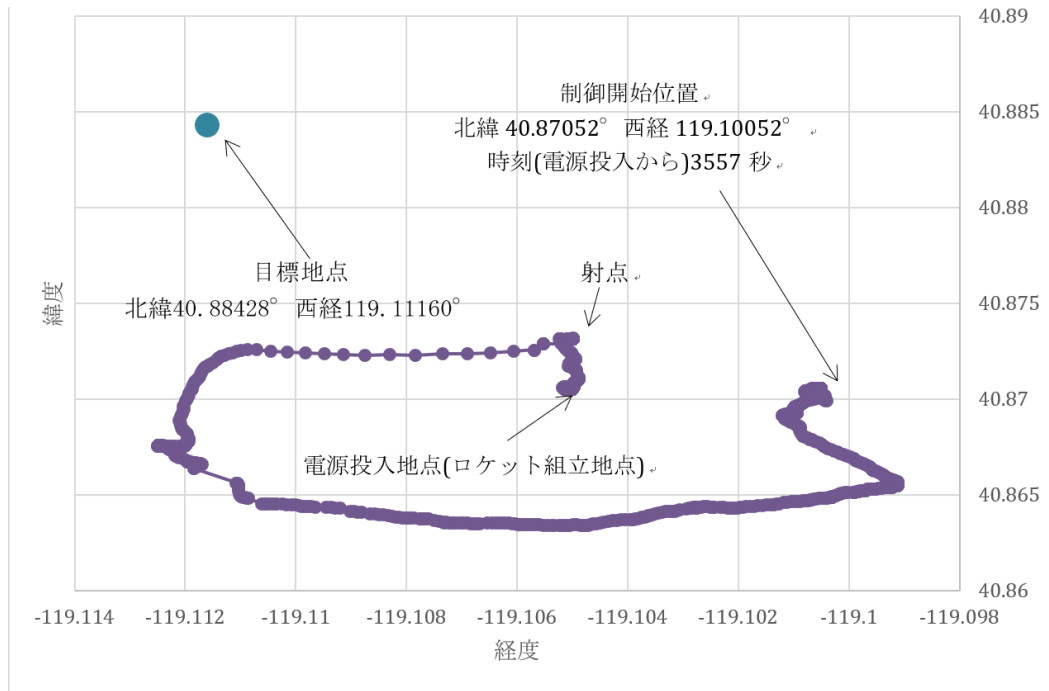


図 16 GNSS による機体の軌跡(1 回目)

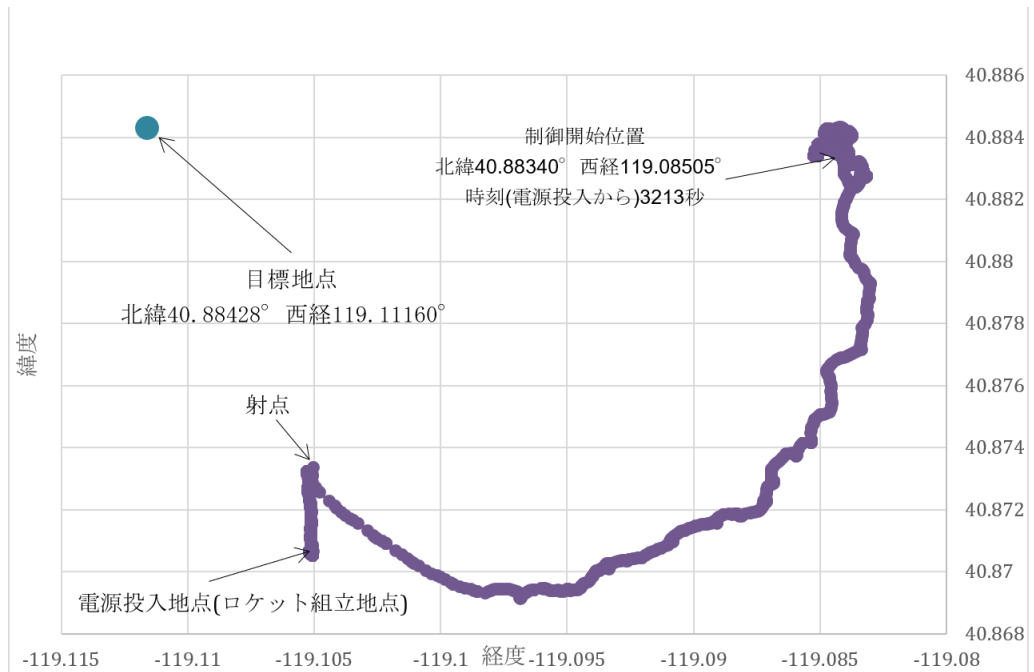


図 17 GNSS による機体の軌跡(2 回目)

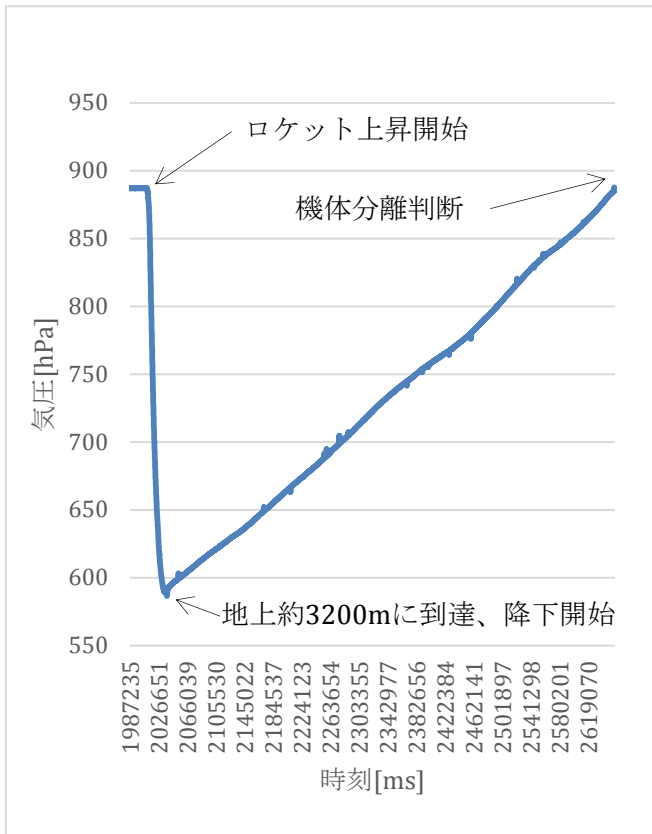


図 18 打ち上げから分離までの
気圧変化(1回目)

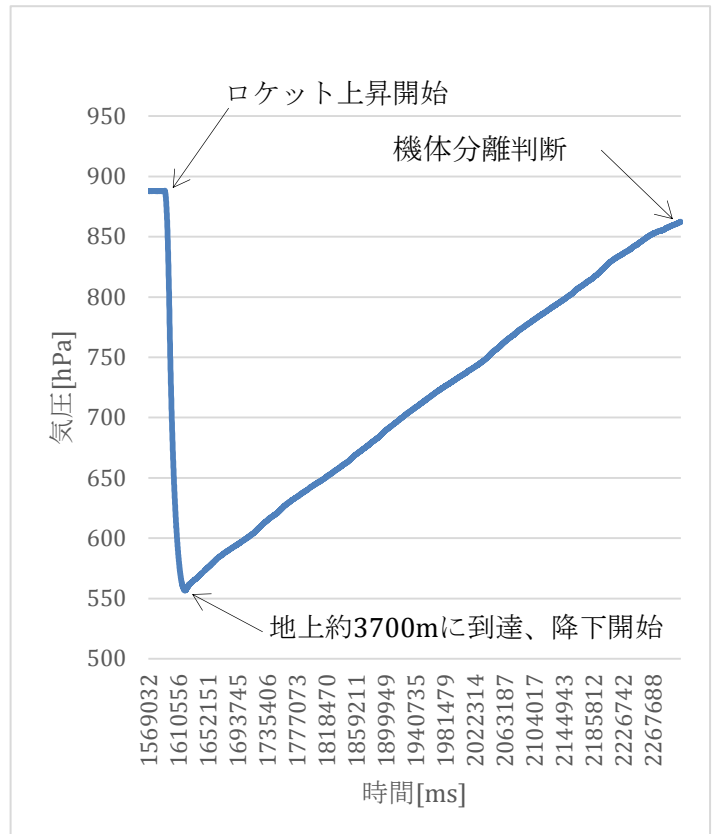


図 19 打ち上げから分離までの
気圧変化(2回目)

故障原因解析・解決手段等

現地での準備・大会期間を含め、故障等が発生し準備に時間を要した場合や、本番で目標を達成できなかった場合は、原因分析やFTA(fault tree analysis)などを使用し、根本原因の究明を行ってください。またその過程、やるべきであった試験内容やアルゴリズム等も図示してください。

今回の大会の結果の原因を「FTA」を用いて解析する。解析結果を別途添付する。

第9章 まとめ

1. 工夫・努力した点（ハード、ソフト面）

- ・着地衝撃を小さくし、機体の信頼性を上げるために軽量化を行った。構成部品を見直し、再設計を加えた事で、ARLISS2018 で開発した機体と比べて 30g 以上の軽量化ができた。
- ・確実にミッションを達成するために、ボディの CFRP 積層方法を変更しフレームと一体構造にして剛性を高くした。
- ・上空の機体の状態や衝撃値を計測し、次の機体開発に活かすため、打ち上げから着地までの機体の状態や衝撃値を計測する加速度センサや気圧センサといったモジュールを搭載した。

2. 良かった点・課題点

- ・時間がない中でどうすれば最高の機体が完成できるかを考え、最後まであきらめずに開発し、完成させることができた。
- ・走行可能な機体を 2 つ準備することができた。打ち上げ失敗で機体が修理不可能になっても予備機体があることで、ミッションに再度挑戦することができる。また故障やバッテリー切れなどのトラブルにも対処できるようになった。
- ・日程の遅れを取り戻していなかった。また、取り戻そうと解決策や打開策を考えて、動かなかった。今何をすべきなのかチーム全員が考えて、仕事に取り組むことが今後の課題である。
- ・凹凸の間隔が大きいホイールに対して、砂漠の地面が想定より平坦で硬かったため、ホイール機体を高速走行させたときに大きく振動し、直進することができなかった。砂漠ではどんな事が起き、どのように対処すればよいかを想定して開発を進めることが重要だ。

3. チームのマネジメント等、プロジェクト全体でのよかった点、反省点

- ・仕事を終わらせる、仕事に対して責任を持つことが出来なかった。担当している仕事に責任を持ち、一番良いものを開発できるように何をすべきか考え、取り組めば高い製品性や信頼性をもった機体を開発できる。
- ・日本での準備が不十分だった。日程通りに開発が進まず、制御では不完全な部分があった。期日までに絶対に終わらせる、機体を完成させる意思が必要だった。
- ・1つの仕事に対して、時間をかけすぎている。1つのことに時間をかけるのではなく、時間を意識して仕事に取り組み、先生やリーダーに繰り返し現状を報告してスピードを上げることが必要だった。